

Trabajo Fin de Grado

Grado de Ingeniería Aeroespacial

Multi-rotor con cable de unión a un robot terrestre

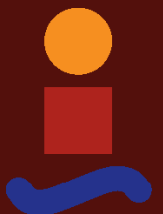
Autor: Rafael Pérez García

Tutores: Guillermo Heredia Benot

Aníbal Ollero Baturone

Dpto. de Ingeniería de Sistemas y Automática
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021



Trabajo Fin de Grado
Grado de Ingeniería Aeroespacial

Multi-rotor con cable de unión a un robot terrestre

Autor:

Rafael Pérez García

Tutores:

Guillermo Heredia Benot

(Catedrático de Universidad)

Aníbal Ollero Baturone

(Catedrático de Universidad)

Dpto. de Ingeniería de Sistemas y Automática
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021

Trabajo Fin de Grado: Multi-rotor con cable de unión a un robot terrestre

Autor: Rafael Pérez García
Tutores: Guillermo Heredia Benot
Aníbal Ollero Baturone

El tribunal nombrado para juzgar el trabajo arriba indicado, compuesto por los siguientes profesores:

Presidente:

Vocal/es:

Secretario:

acuerdan otorgarle la calificación de:

El Secretario del Tribunal

Fecha:

Agradecimientos

Con este trabajo pongo punto final a una etapa de mi vida. Antes de finalizarla, me gustaría dedicar estas líneas a agradecer a todo aquel que ha estado apoyándome a lo largo de estos cuatro años, en especial a mi familia por estar ahí en los momentos buenos y en los no tan buenos. Por supuesto, darles las gracias por todo lo que me han ido aportando durante toda mi vida, lo que me ha permitido llegar a ser quien soy a día de hoy.

También me gustaría agradecer tanto a Guillermo como a Aníbal por haberme guiado en este proyecto y por darme la oportunidad de aumentar mis conocimientos en el mundo de la robótica aérea, campo que siempre me llamó la atención.

Resumen

En este Trabajo Fin de Grado se lleva a cabo el desarrollo de los algoritmos de control del autopiloto para un UAV tipo quadrotor para la inspección de túneles. Debido a diversos motivos que se expondrán a lo largo del documento, este UAV estará cordado a una plataforma o robot terrestre, siendo necesario un análisis de la coordinación entre ambos.

Tras realizar una revisión del estado actual de este tipo de tecnologías, se ha diseñado un controlador para el UAV y se ha analizado su validez a través de Simulink, mediante la simulación de los códigos implementados en MATLAB. Durante el trabajo se hace uso también de otros softwares como son CATIA V5 para obtener las características dinámicas del UAV y AutoCAD para el diseño de las trayectorias. Adicionalmente, se ha incluido una metodología basada en la aplicación de un campo artificial de fuerzas potenciales para evitar la colisión del UAV con posibles obstáculos que puedan existir dentro de los túneles.

Finalizado el análisis se expondrán distintos ejemplos de aplicación del diseño realizado, con los cuales se demuestra el cumplimiento de los objetivos del proyecto y el perfecto funcionamiento del controlador en todo tipo de túneles y de trayectorias consideradas.

Abstract

In this Final Degree Project, the development of the control algorithms of the autopilot for a quadrotor UAV for tunnel inspection is carried out. Due to several reasons that will be exposed throughout the document, this UAV will be tethered to a platform or terrestrial robot, being necessary an analysis of the coordination between both.

After conducting a review of the current state of this type of technology, a controller for the UAV has been designed and its validity has been analyzed through Simulink, by simulating the codes implemented in MATLAB. During the work, it is also made use of other softwares such as CATIA V5 to obtain the dynamic characteristics of the UAV and AUTOCAD for the design of the flight path. Additionally, a methodology based on the application of an artificial field of potential forces has been included to avoid the collision of the UAV with possible obstacles that may exist within the tunnels.

After the analysis, different application examples of the carried out design will be presented, with which it is demonstrated the fulfillment of the project objectives and the perfect operation of the controller in all types of tunnels and flight path considered.

Índice

<i>Resumen</i>	III
<i>Abstract</i>	V
1 Introducción	1
1.1 Objetivos del proyecto	1
1.2 Concepto de UAV	1
1.3 Motivación	3
1.4 Contenidos de la memoria	5
2 Estado del arte	7
2.1 Historia de los vehículos aéreos no tripulados	7
2.2 Actualidad	11
3 Análisis del problema	13
3.1 Diseño	14
3.1.1 Diseño CAD	16
3.2 Modelado del UAV	19
3.2.1 Sistemas de referencia	20
Sistema inercial topocéntrico	20
Sistema de ejes horizonte local	20
Sistema de ejes cuerpo	20
3.2.2 Comportamiento de los rotores	22
3.2.3 Ecuaciones del movimiento	23
3.2.4 Modelo simplificado	26
Algoritmo para la evitación de obstáculos	27
Proceso seguido hasta desarrollar el autopiloto	28
3.3 Estructuras de control	29
3.3.1 Autopiloto en el plano XZ	29
3.3.2 Autopiloto tridimensional	32
4 Resolución	39
4.1 Túnel peatonal	39
4.1.1 1ª Trayectoria	40
4.1.2 2ª Trayectoria	43
4.1.3 3ª Trayectoria	46
4.1.4 4ª Trayectoria	51
4.2 Túnel de carretera	53
4.2.1 1ª Trayectoria	54
4.2.2 2ª Trayectoria	57
4.3 Túnel de ferrocarril	60
4.3.1 1ª Trayectoria	61

4.4	Evitación de obstáculos	64
4.5	Demostración de la no aplicación del efecto techo	65
5	Conclusiones	71
5.1	Futuras líneas de investigación	71
Apéndice A	Cálculo de los coeficientes del motor	73
Apéndice B	Estudio del efecto techo	75
Apéndice C	Códigos	79
C.1	Códigos del autopiloto en el plano XZ	79
C.2	Códigos del autopiloto tridimensional	82
	<i>Índice de Figuras</i>	99
	<i>Índice de Tablas</i>	103
	<i>Bibliografía</i>	105
	<i>Glosario</i>	107

1 Introducción

1.1 Objetivos del proyecto

Desde hace unos años, el empleo de vehículos aéreos no tripulados (UAVs) para usos comerciales es cada vez más común. Ya se dejaron atrás los años en los que el campo de los no tripulados estaba ligado íntimamente con el sector militar, ya sea como blanco aéreo o para misiones de vigilancia. Ahora se ha abierto un amplio abanico de posibles tareas en las que el uso de UAVs puede ayudar no solo a reducir los costes de los trabajos, si no también el riesgo que estos suponen. Actualmente, los sectores de ámbito civil donde más uso se le ha dado a este tipo de tecnologías son en la agricultura y en industrias para tareas de inspección y mantenimiento de infraestructuras (I&M).

Ante esta nueva ventana de posibilidades, se ha decidido diseñar un vehículo aéreo no tripulado para la inspección de túneles. El objetivo de este vehículo es el poder realizar una primera toma de contacto con la infraestructura para analizar mediante inspección visual cuales son las zonas de la estructura del túnel que pueden estar dañadas o que no cumple con las normas establecidas. Tras esta primera inspección, ya entraría en juego la inspección de la estructura mediante medios específicamente diseñados para ello. Esta parte normalmente la realizaría un operario, pero también podría ser realizada por un UAV adaptado para dicha misión. De todas formas, esta última parte ya se escapa del alcance del presente proyecto.

En lo que aquí respecta, se va a usar para esta misión un UAV al que se le va a colocar una cámara de inspección unida a un gimbal para poder controlar sus movimientos y estabilizarla. Como es bien sabido, el gran problema que presenta el uso de UAVs es la autonomía de estos vehículos. Por lo tanto, para solucionar este problema se va a usar en este proyecto un nuevo vehículo, pero este, a diferencia del otro, será terrestre. Este nuevo vehículo, denominado GV (Ground Vehicle), estará unido al UAV mediante un cable, lo que impide que el UAV pueda colisionar con las paredes del túnel y dota al vehículo de una mayor autonomía, ya que estará alimentado a través de dicho cable. Todo esto se realiza a través de lo que se denomina una estación de tierra, que irá a bordo del GV. Otra ventaja de la unión entre ambos vehículos es que se podrían transmitir los datos captados desde el UAV hasta el GV para poder procesarlos en tierra. Este cable normalmente está fabricado de aramida u otro material sintético ligero y resistente, con un núcleo que incluye hilos de cobre para la conducción y fibra óptica para la transferencia de datos y las comunicaciones. El GV constará de una plataforma sobre la que descargará el UAV mientras este en tierra. En dicha plataforma se tendrá un mecanismo compuesto por un motor y una polea, que serán los encargados de mantener la tensión del cable en unos valores determinados. Sin embargo, la lógica encargada de accionar este motor, integrada en la estación de tierra, también está fuera del alcance del trabajo.

1.2 Concepto de UAV

Aunque en la sección anterior ya se ha hablado de los UAVs, es necesario realizar una aclaración acerca de las distintas terminologías existentes para referirse a este tipo de vehículos. Aunque en la vida cotidiana muchas veces se mezclan estos términos, haciendo que pierdan su significado, cada uno de ellos denomina a una realidad distinta. A continuación se describen cada uno de estos términos.

- Unmanned Aerial System (UAS): Aeronave y sus elementos asociados los cuales están operados sin piloto a bordo. Estos elementos están compuestos por la estación de control en tierra y por las comunicaciones.
- Unmanned Aerial Vehicle (UAV): Aeronave sin piloto que es autónoma sin ningún piloto al mando a bordo, ya sea controlada de forma remota y total desde otro lugar o programada y completamente autónoma.
- Remotely Piloted Aircraft (RPA): Aeronave no tripulada pilotada desde una estación de pilotado remota.
- Remotely Piloted Aircraft System (RPAS): Incluye la aeronave pilotada de forma remota, la estación de pilotado remota asociada, los enlaces de mando y control requeridos y cualquier otro componente especificado en el diseño de tipo.
- Autonomous Aircraft (AA): Aeronave no tripulada que no permite la intervención del piloto en la gestión del vuelo.
- Multiple UAV System: Sistema compuesto por múltiples vehículos no tripulados.
- UAV Swarms (enjambres): Sistema con gran cantidad de vehículos aéreos no tripulados.

En la siguiente figura se puede apreciar como el término UAV incluye tanto a los vehículos pilotados de forma remota como a los pilotados de forma automática. También existiría otra subcategoría, combinación de ambas.

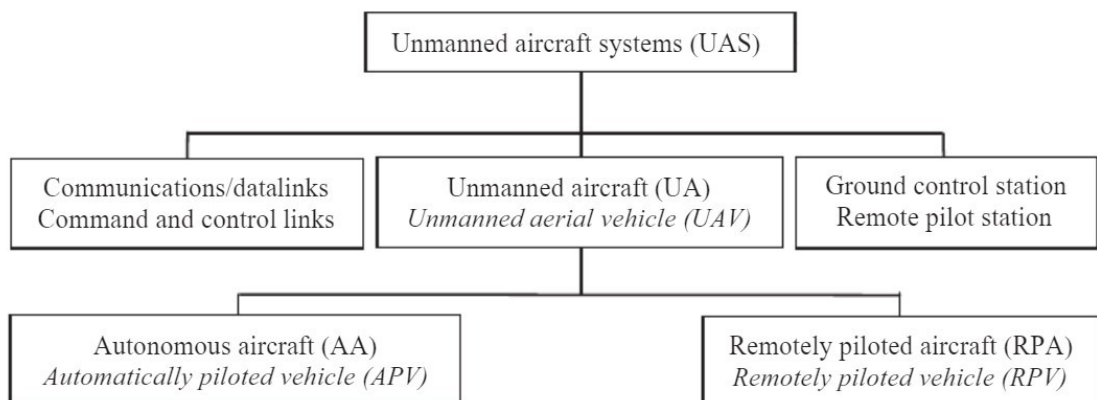


Figura 1.1 Relación entre algunos de los términos usados para designar a los drones. Fuente [14].

El término “Drone”, según el diccionario, se usa para denominar al macho de la abeja reina. Sin embargo, según el historiador Steven Zaloga, el hecho de que este término se comenzara a usar para designar a los vehículos no tripulados, llegando a ser el más extendido entre la población, se debe a Admiral William Standley, quien tras su visita a Gran Bretaña en 1935 para asistir a la Conferencia de Desarme de Londres, ordenó el desarrollo de sistemas similares al *Havilland DH82B Queen Bee*. La persona encargada de este desarrollo, el Comandante Delmer Fahrney, designó estos sistemas como “Drone” en homenaje al *Queen Bee* [14].

En un principio, el término más usado para referirse a los drones fue el de Remotely Piloted Vehicle (RPV), sin embargo, debido a la aparición de los AA, fue necesario cambiar la terminología, denotando el conjunto de ambos por UAVs. Más tarde, este término sería sustituido por UAS ya que los UAVs son solo una parte de los UASs. Sin embargo, esta es la denominación técnica más extendida para referirse a los drones. Recientemente, con la necesidad de incluir los drones en el sistema de Gestión del Tráfico Aéreo (ATM), la International Civil Aviation Organization (ICAO) ha reconocido el término RPAS, sustituyendo al antiguo RPV, ya que solo este tipo de vehículos podrán ser integrados en el sistema internacional de aviación civil.

1.3 Motivación

Desde mi punto de vista, actualmente el avance en el mundo de la aeronáutica tradicional (aviones) es menor que el sector de los no tripulados, aunque no por ello no quiere decir que no se esté realizando ninguna innovación. Todo lo contrario, se está apostando por nuevos prototipos de diseños más eficientes y por el uso de materiales compuestos, lo que disminuye el peso y permite conseguir una reducción de los costes de combustibles y de las emisiones. También se está desarrollando una aeronave mucho más respetuosa con el medio ambiente, por lo que se están buscando nuevos tipos de combustibles, como pueden ser los biocombustibles o el hidrógeno, para reducir las emisiones de CO_2 , y la optimización de las plantas de propulsión, llegando incluso a usarse motores eléctricos alimentados con baterías o pilas de combustibles. En cuanto a la aviónica, ahí sí que se está produciendo un gran avance con la sustitución de la electrónica analógica por digital, la introducción de displays multifunción, la fusión sensorial y la incorporación de Inteligencia Artificial y el análisis de grandes cantidades de datos (Big Data). Todo esto está teniendo lugar dentro de la expansión que está sufriendo la aeronáutica debido a la globalización, aunque depende en gran medida de los eventos especiales (guerras, terrorismo, tragedias, crisis económica), como se ha podido comprobar recientemente por la COVID-19. [9]

Sin embargo, a pesar de los avances anteriores, el sector de los no tripulados es el que más crecimiento está teniendo dentro de la aeronáutica en su totalidad. Según estudios recientes a nivel europeo, se prevé que un crecimiento del número de drones en todos los sectores. El crecimiento será de tal tamaño que se estima que para el año 2050, los no tripulados supondrán un 25 % del total de aeronaves, como se puede apreciar en la Figura 1.2.

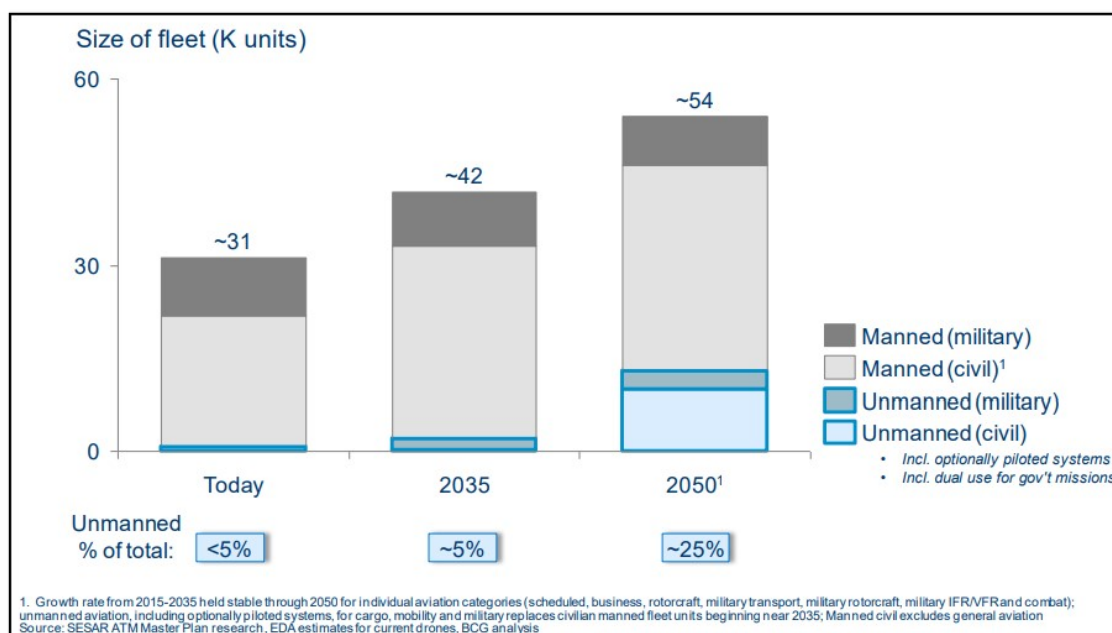


Figura 1.2 Comparación del tamaño de la flota entre las aeronaves no tripuladas y las tripuladas. Fuente [23].

A nivel militar, este crecimiento será más lento debido a las peculiaridades del sector. El sector que más va a aumentar su volumen de demanda es el de los drones recreativos, sin embargo, no será en este el sector donde se acumule la mayor parte del impacto económico tal y como indica la Figura 1.4. La mayoría de estos beneficios van a proceder del ámbito comercial y, dentro del cual, los sectores que más uso van a hacer de estas tecnologías son el de la agricultura, el servicio de reparto de mensajería y otros como las inspecciones y la fotografía.

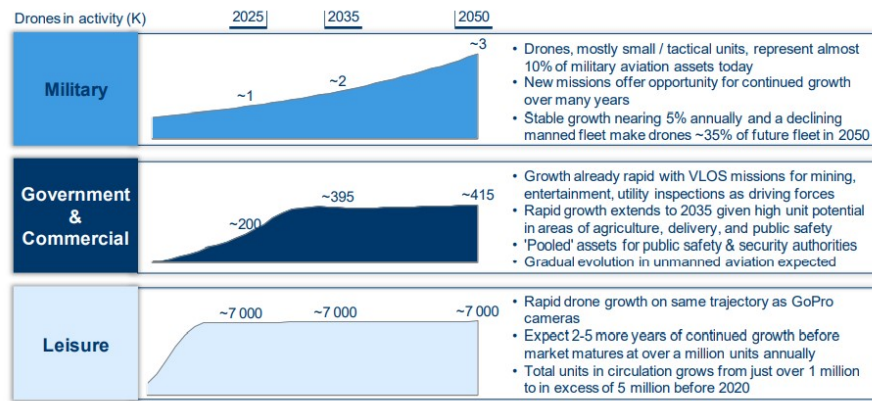


Figura 1.3 Predicción del tamaño de la flota de UAVs en los distintos sectores. Fuente [23].

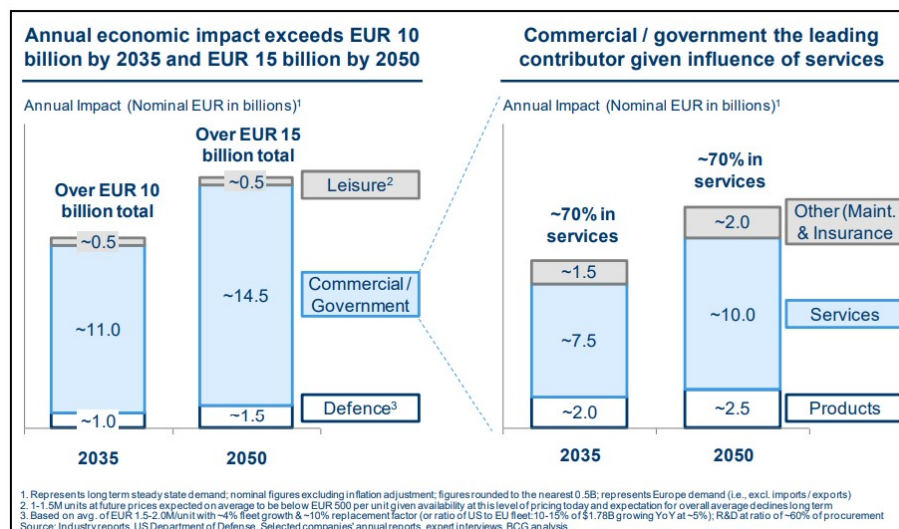


Figura 1.4 Valor de la demanda europea en todo el espectro. Fuente [23].

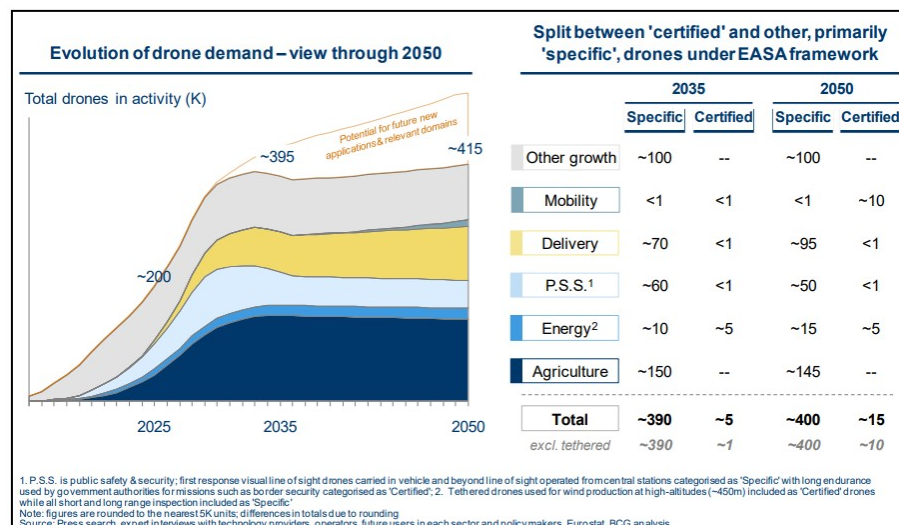


Figura 1.5 Perspectiva de la demanda por sectores industriales. Fuente [23].

Si nos centramos ahora en los estudios realizamos a nivel mundial, también se ve un claro crecimiento de sector de los no tripulados. Según [12], se estima que la producción de UAV militares aumentará desde la producción mundial actual de \$5.6 mil millones anuales en 2020 a \$14 mil millones en 2029, siendo el total acumulado durante estos diez años de \$95.5 mil millones. El gasto en investigación de vehículos aéreos no tripulados militares agregaría otros \$64.5 mil millones durante la década. Mientras que [11] pronostica que la producción de UAS no militares totalizará \$108 mil millones en la próxima década, aumentando desde los \$5 mil millones en todo el mundo en 2020 hasta los \$18.4 mil millones en 2029, con una Tasa de Crecimiento Anual Compuesta (CAGR) del 15.6%.

La creciente promesa del mercado civil está atrayendo a las principales empresas de tecnología del mundo, impulsando un desarrollo cada vez más rápido de sistemas y aplicaciones comerciales. Empresas de tecnologías como Intel, Qualcomm, Microsoft y Apple han invertido más de 2.800 millones de dólares en nuevas empresas de drones entre 2012 y 2019. Si bien la financiación todavía se destina a nuevos drones enfocados en mercados especializados, cada vez más la financiación está cambiando del hardware al software y los servicios, haciendo que los drones sean más útiles.

Básicamente, es el futuro tan prometedor que le augura al sector de los no tripulados lo que ha hecho que me decante por un proyecto relacionado con esta temática para poner punto final a mis estudios del grado. Por último, añadir que en el mundo actual existe un enorme nivel de competencia entre los profesionales del sector aeronáutico, por lo que es necesario tener una gran formación, lo más amplia posible. Este proyecto fusiona los conocimientos adquiridos hasta ahora durante el grado con el ámbito de la robótica, por lo que supondrá un nuevo desafío en mi carrera académica, preparándome para lo que me encontraré en el mundo laboral en un futuro no muy lejano.

1.4 Contenidos de la memoria

La memoria está estructurada de forma que en este primer capítulo se ha explicado de forma sencilla el concepto de UAV y la motivación para realizar este proyecto.

En el Capítulo 2 se realiza un breve recorrido a lo largo de la historia de los vehículos no tripulados, realizando una pausa al final para comentar el nivel actual de desarrollo de este tipo de tecnologías.

El desarrollo del autopiloto, que es el cometido principal del presente trabajo, se lleva a cabo en el Capítulo 3. En dicho capítulo se mostrará tanto el modelo de UAV considerado, como los algoritmos usados para su control.

Por último, en el Capítulo 4 se expondrán los resultados obtenidos y se realizará el análisis de los mismos, y en el Capítulo 5 se resumirán las conclusiones extraídas del trabajo y se indicará posibles líneas de trabajo futuras.

Finalmente se incluyen varios Anexos con estudios realizados para calcular los coeficientes del motor y para analizar la aplicabilidad del efecto techo y un último Anexo con los códigos usados.

2 Estado del arte

2.1 Historia de los vehículos aéreos no tripulados

A pesar de la popularidad que está alcanzando este tipo de tecnología, la idea de un avión no tripulado no es ni mucho menos novedosa. Los primeros registros de uso de aeronaves no tripuladas datan de julio de 1849, fecha en la que el ejército austriaco usó alrededor de doscientos globos aerostáticos no tripulados cargados con 150 kg de explosivos para bombardear la ciudad de Venecia. Cabe destacar que no todos los globos cumplieron su objetivo debido a un cambio en la dirección del viento. Este mismo concepto sería usado posteriormente por los estadounidenses en la guerra de Secesión (1861-1865), pero sustituyendo el explosivo por dispositivos incendiarios. Sí que es verdad que mucho antes ya se habían realizado diseños de conceptos de máquinas voladoras, como los que realizó Leonardo Da Vinci (1452-1519) o como los que se realizaba en la antigua Grecia y China antes de cristo, pero no fueron más que conceptos.

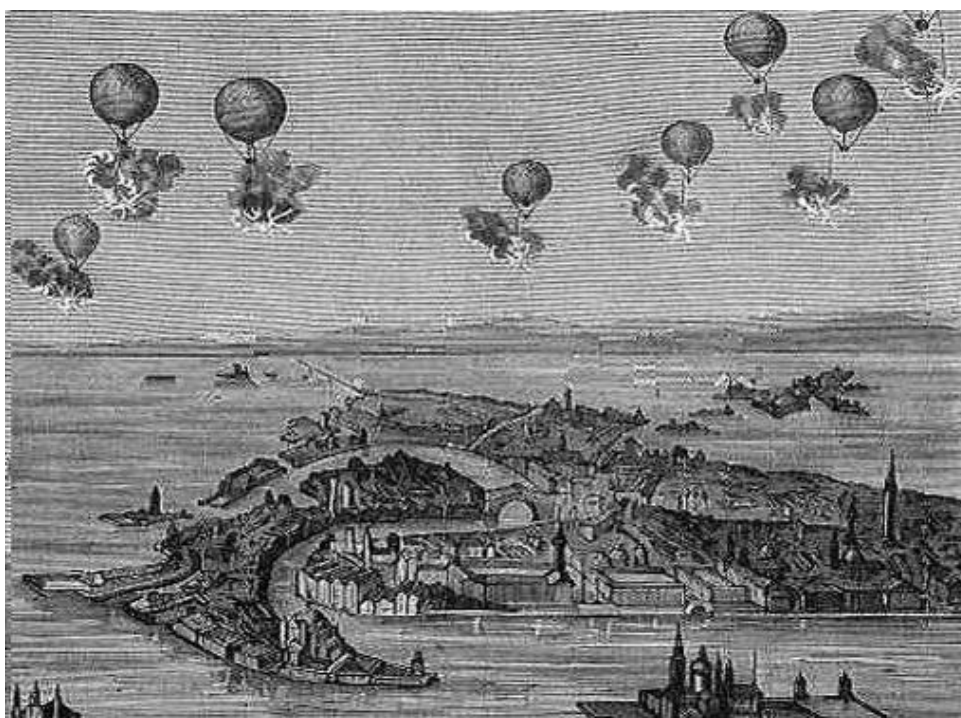


Figura 2.1 Recreación del bombardeo de Venecia. Fuente [17].

Entre 1860 y 1909 se desarrollaron varios diseños Vertical Take-Off and Landing (VTOL) que empleaban máquinas de vapor, en concreto, en 1896 Samuel P. Langley desarrolló una serie de aeronaves no tripuladas que fueron trasladadas con éxito a lo largo del río Pontomac, cerca de Washington DC.

Si nos centramos en UAVs tal y como los conocemos hoy día, el primer diseño no llega hasta 1907 con los hermanos Jacques y Louis Bréguet, pero era bastante limitado y necesitaba de cuatro hombres para estabilizarlo.

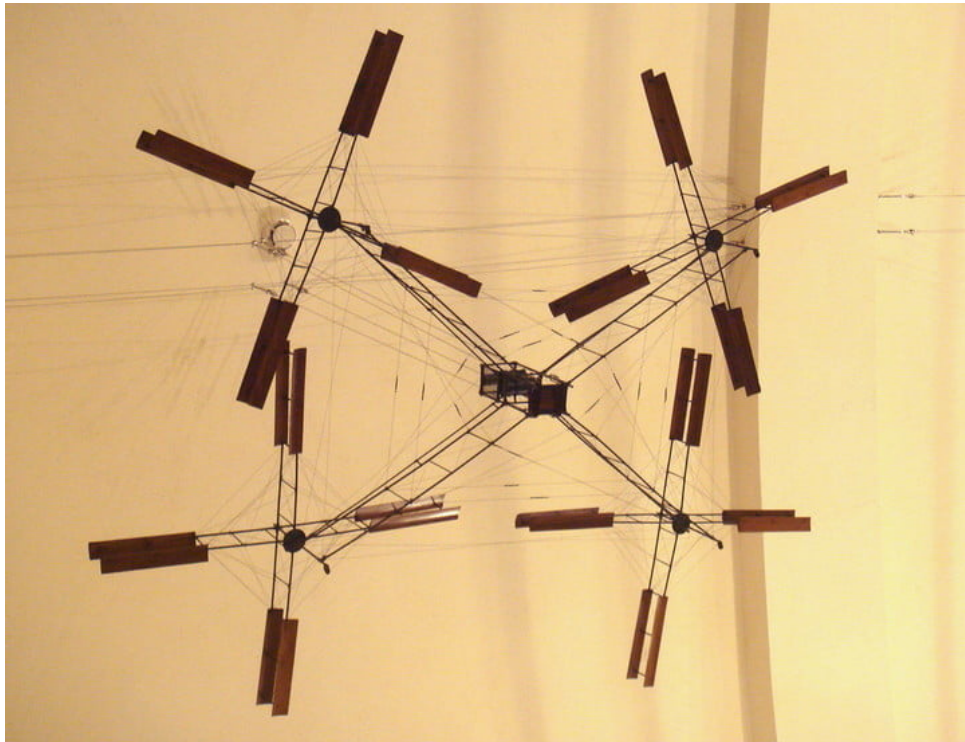


Figura 2.2 Primer quadrotor de la historia. Fuente [30].

El gran cambio vino de la mano de Nikola Tesla, quien en 1898 inventó la tecnología de radio control. Este nuevo concepto despertó el interés del capitán Archibald M. Low, quien ideó nuevas técnicas de radio control. Esto abrió la puerta a multitud de nuevos proyectos, como el *Ruston Proctor Aerial Target*, lanzado en 1916 convirtiéndose en el primer avión sin piloto de la historia. El objetivo de este avión era que actuara como una bomba voladora contra los zepelines alemanes, sin embargo, nunca llegó a entrar en combate.

Ese mismo año, el inventor del giróscopo Elmer Ambrose Sperry desarrolló plataforma de aeronaves sin piloto con un dispositivo para lanzar torpedos con una catapulta, el *Hewitt-Sperry Automatic Airplane*. El éxito del proyecto anterior llevó a Estados Unidos a desarrollar su propio torpedo aéreo, el *Kettering Bug* diseñado por Charles Kettering. Este biplano consiguió volar hasta 80 km, siendo considerado como el primer diseño de un misil de crucero. A pesar de estos dos últimos desarrollos exitosos, el fin de la Primera Guerra Mundial (1914-1918) hizo que no se llegara a usar. No obstante, marcaron el comienzo de una nueva etapa.

Durante el periodo de entreguerras se reavivó el interés en Gran Bretaña sobre los sistemas no tripulados llegando a diseñar el *RAE Larynx* (Long Range Gun with Lynx engine) (1927-1929) a partir de los principios desarrollados por Archibald M. Low, ya usados en el *Ruston Proctor Aerial Target*.

Ya en la Segunda Guerra Mundial (1939-1945) Gran Bretaña decidió abandonar el desarrollo de misiles de crucero y se centró en el campo de los blancos aéreos controlados por radio, apareciendo el término de *dron*. Fue entonces cuando se construyó el *Queen Bee* (1934-1943), el primer UAV con capacidad para retornar y usarse de nuevo. Esta aeronave fue usada por la Royal Navy para el entrenamiento de la artillería.

El resto de los actores principales de la guerra no se quedaron atrás. Por su parte, EEUU desarrolló el *Radioplane OQ-1* (1939), también conocido como RP-4. Este avión fue el primer UAV producido en masa en Estados Unidos y se usó, al igual que el *Queen Bee*, como blanco aéreo para el entrenamiento de las fuerzas

armadas de EEUU. Además del RP-4, Estados Unidos también fabricó el *Interstate BQ-4/TDR* (1942), con capacidad para ser armado con bombas y torpedos.

En paralelo, la Alemania nazi siguió con el concepto de misiles crucero, desarrollando el V-1 (1944), el primer misil guiado que se usó en la guerra. Este misil estaba equipado con un pulsoreactor.

El avance en el campo de los UAVs en los años 50 y 60 vino principalmente de la mano de Estados Unidos debido a su participación en la Guerra Fría (1947-1991) y en la guerra de Vietnam (1955-1975). Esta última guerra supuso un salto importante en la historia de los drones para llegar a ser lo que son hoy día, ya que fue la primera "guerra tecnológica". Los UAVs desempeñaron sobre todo tareas de reconocimiento, destacando el *Firebee* y el *Lightning Bug*, los cuales eran lanzados en vuelo desde aviones Hércules y tenían la capacidad de regresar y aterrizar mediante un paracaídas. Estos UAVs eran más rápidos y con un mayor alcance que los de épocas anteriores, además fueron equipados con cámaras para realizar la toma de imágenes. A parte de estos UAVs de reconocimiento también se siguieron desarrollando blancos aéreos no tripulados. Entre los más exitosos se encuentran los llamados *Falconer* o *Shelduck*. El principal objetivo de estos UAVs era el de confundir a los radares enemigos.

Cabe destacar de esta época el helicóptero *Dash* (Drone Anti-Submarine Helicopter), que fue primer UAV de ala giratoria. El objetivo de diseño era el volar desde las fragatas de la Marina Estadounidense y transportar torpedos o cargas nucleares para atacar a los submarinos enemigos que estuvieran fuera del alcance de las otras armas de la embarcación.

En la década de los 60, los avances en la tecnología de transistores significaron que, por primera vez, los componentes miniaturizados controlados por radio estaban disponibles para los clientes a un precio razonable. Esto provocó un boom para la venta de aviones Radiocontrol (RC) en forma de Kit.

La década de 1970 se definió a este respecto por una mezcla de inquietud, escepticismo y la especulación sobre el futuro y la confianza en las aeronaves sin piloto. Parte de la inquietud provenía desde el día en que un piloto humano de la famosa unidad *Top Gun* fue "derrotado" por un avión no tripulado, ya que no pudo seguirle el ritmo. Fue en esta época cuando se apostó por el desarrollo de RPV y se comenzó a probar con *Firebees* armados.

Sin embargo, en los 80, el uso de satélites provocó una pausa en el desarrollo de UAVs. A pesar de esto, el profundo desarrollo en computación y sistemas de control electrónico durante los años 80 y 90 permitieron que los drones actuales fueran tomando forma. Fue entonces cuando un nuevo actor entró en juego, Israel. Las fuerzas israelíes hicieron un uso combinado de los drones para enfrentarse a las baterías antiaéreas sirias en Líbano, entre ellos destacan el *Scout*, *Mastif* y *Pioneer*. Estos UAVs alcanzaban mayor altitud y tenían un mayor alcance y avance tecnológico. Esto propició el desarrollo en 1995 de un nuevo tipo de UAV por parte de EEUU, que cambiaría el panorama de la época, el *Predator*. Este dron de altitud media y largo alcance (MALE) fue el primer UAV operativo que usó el sistema de posicionamiento global GPS, siendo mucho más fiable.

Tras la finalización de la Guerra Fría (1991) se abrieron nuevos horizontes para la industria civil. A todas aquellas tecnologías desarrolladas por la industria bélica se les fue buscando aplicaciones civiles que redundaran en beneficio de la sociedad.

A partir de los 2000, se instalaron en los *Predators* misiles *Hellfire* y sistemas de combate, pasando de ser en un principio un sistema de vigilancia, a ser un UAV de ataque a tierra. Las nuevas versiones y desarrollos se centraron en alcanzar cada vez mayores distancias y en aumentar la autonomía de las plataformas existentes, obligando a desarrollar UAVs más grandes y pesados, propiciando así la aparición en el siglo XXI, del *Predator B* y del *Global Hawk*. El primero de ellos está equipado con un motor turbohélice y se ha mejorado su capacidad de ataque y defensa respecto de la versión anterior. Por su parte, el *Global Hawk* tiene instalado un motor turbofan y está diseñado para permanecer en el aire mucho tiempo sobre un territorio enemigo.



Figura 2.3 Lanzamiento de un misil *Hellfire* desde un *Predator B*. Fuente [17].

Se puede ver como prácticamente la totalidad del desarrollo de UAVs se debe las necesidades militares para los conflictos bélicos. Sin embargo, a partir del comienzo del siglo XX el uso de los vehículos no tripulados también se extendió al ámbito civil tanto para aplicaciones recreativas como comerciales. Como fechas importantes cabe destacar el 2006, cuando la Federal Aviation Administration (FAA) emitió los primeros permisos comerciales para drones. A partir de esta fecha el crecimiento en el sector ha sido considerable. En 2010 la compañía francesa *Parrot* aprovechó el *Consumer Electronics Show* para presentar el primer drone radio controlado de uso recreativo, el *Parrot AR Drone*. Este dron cuenta con un microprocesador y una serie de sensores entre los cuales se incluyen dos cámaras, así como un conector Wi-Fi integrado que le permite vincularse a dispositivos smartphones.

Tres años después (2013) ocurrió un lanzamiento que cambió la historia de los drones, la empresa *3D Robotics* presentó *Pixhawk*, un proyecto independiente de hardware libre que se convirtió en la base de *ArduPilot*.

En 2016, fue fabricado el primer dron con visión inteligente y tecnología de aprendizaje automático, que permitía volar evitando obstáculos y fotografiar el panorama.

En 2019, en la conferencia MARS (Machine Learning, Automation, Robotics and Space), *Amazon* presentó la nueva versión del dron mensajero de su servicio Prime Air. Este concepto ya fue lanzado por la compañía en 2013. El nuevo dron es completamente eléctrico, integrado con cámaras térmicas, sensores y configurado por medio de Machine Learning, le permite volar evitando obstáculos como tendidos eléctricos, aves y otros objetos. Según *Amazon*, tiene planeado realizar entregas en menos de 30 minutos en un radio de 24 kilómetros únicamente para paquetes con un peso determinado.

Hoy día, la línea de investigación más llamativa es la referente a la Movilidad Aérea Urbana (UAM). Este concepto incluye tanto aerotaxis para el transporte de pasajeros como vehículos para el traslado de carga. El principal escollo que existe es la integración de estos vehículos de forma segura en el espacio aéreo. Para ello emplearán sistemas de Gestión del Tráfico no Tripulado (UTM). A su vez, será necesario que estos sistemas sean compatibles con los sistemas de ATM. Su integración incrementa el *situational awareness* de los distintos actores, garantiza niveles adecuados de *safety* y contribuye a la mejora del *security* en el espacio aéreo.

2.2 Actualidad

Como ya hemos adelantado, actualmente el mercado de los no tripulados para uso civil está en un gran auge. Exceptuando los drones recreativos, la mayor parte de los UAV civiles se están empleando para tareas como vigilancia, misiones de búsqueda y rescate, periodismo, fotografía, cine, mapeo geográfico, etc., ya que es más barato y pueden obtener planos que un helicóptero no podría. También se pueden destacar misiones que requieren de un diseño específico para esas tareas, como son la agricultura y la Inspección y Mantenimiento de instalaciones (I&M).

Los UAVs destinados para la agricultura pueden monitorizar cultivos, proporcionando la información necesaria para gestionar las plantaciones y aumentar su rendimiento. Se pueden usar sensores infrarrojos sintonizados para detectar la salud de los cultivos, permitiendo realizar los ajustes necesarios en el suministro de fertilizantes. También se pueden usar cámaras multispectrales o cámaras termográficas radiométricas para la determinación del estrés hídrico del cultivo y la mejora de los sistemas de riego.

Por su parte, el sector de I&M, que es el que nos interesa a nosotros, está centrado en gran medida en las grandes industrias y en las infraestructuras. A medida que el uso de drones se ha convertido en una solución más estable, las grandes refinerías han apostado por su uso para identificar los puntos débiles y los posibles fallos de las estructuras, permitiendo la realización de estas tareas sin tener que detener las operaciones de la planta. Otro gran pilar del sector energético como son las renovables también se han interesado por el servicio de UAVs para inspeccionar los parques eólicos, detectando problemas estructurales, como corrosión o puntos calientes.

Otro de los campos donde más se está aplicando esta tecnología es en la inspección de líneas de alta tensión, debido a los riesgos que supone trabajar en zonas de alto voltaje. Instalaciones como las centrales eléctricas, subestaciones o centros de transformación precisan un seguimiento estricto y controlado por el alto nivel de peligro que conllevan. Lo mismo ocurre con las líneas aéreas de alta tensión, que deben respetar las condiciones de seguridad, medioambientales y de funcionalidad exigidas por la legislación vigente. La inspección de todas ellas es de obligado cumplimiento y los drones pueden suponer una alternativa más segura que los métodos tradicionales.[21]

Hoy en día, los drones están dotados de cámaras de alta definición, sistemas de visión e inteligencia artificial y diferentes sensores que permiten, llevar a cabo inspecciones en instalaciones industriales de todo tipo y con una gran precisión.

Como resumen, se incluye a continuación una serie de ventajas que proporcionan el uso de vehículos no tripulados en el ámbito de I&M:

- Reducción de la accidentalidad laboral. El uso de drones evita que los inspectores tengan que poner en riesgo su integridad física, pues ya no tienen que acceder en persona a lugares peligrosos como pueden ser las chimeneas industriales, las líneas de alta tensión, los aerogeneradores o cualquier zona contaminada por agentes químicos.
- Ahorro en los costes. La mejora en la eficiencia de los trabajos repercute directamente en una reducción de los tiempos de operación y de los costes asociados a las tareas de inspección y mantenimiento.
- El hecho de usar un vehículo con seis grados de libertad permite la inspección de múltiples escenarios, así como el acceso a zonas complejas, imposibles para los operarios.
- Captura de gran cantidad de información en comparación con técnicas de adquisición tradicionales. Además, estos datos pueden estar disponibles en tiempo real, ayudándolos a tomar decisiones cruciales con mayor precisión.

Una vez que tenemos una visión global del estado actual de este tipo de tecnología, vamos a centrarnos ahora en el principal objetivo del proyecto, la inspección de túneles. Actualmente las inspecciones periódicas que se realizan en túneles se hacen de forma manual, un técnico camina por la infraestructura realizando una inspección visual para detectar si existen fallos o incidencias en la superficie. Sin embargo, este proyecto combina varias técnicas no destructivas con el fin de automatizar la inspección.

Entre estas técnicas no destructivas destacamos el uso de dispositivos de medición láser como el LIDAR y cámaras de visión de 360 °. Adicionalmente, se incluyen técnicas recientes de inspección que posibilitan reunir información adicional del estado de deterioro de los túneles como son las cámaras termográficas para el estudio de la reflectancia (estiman la capacidad de las superficies de reflejar la luz) y el estudio de la emisividad (termografía, mide la temperatura de una superficie a distancia mediante radiación infrarroja). Los sistemas de infrarrojos de vídeo termográfico con la función de medición de temperatura pueden ser utilizados para el control de fugas de agua o fuego dentro de túneles.

Se han elegido estas técnicas y no otras dada su viabilidad técnica y su coste. Además, la inspección automatizada ofrece un mejor conocimiento del estado del túnel debido a su objetividad, evitando problemas subjetivos asociados a la inspección visual tradicional.

Como ya se dijo en la introducción, nosotros solamente nos vamos a centrar en una primera inspección visual, pero en lugar de realizarla un operario, se va a realizar mediante las cámaras anteriores. Queda fuera del alcance de este proyecto las comprobaciones geotécnicas y estructurales, que puedan ser necesarias realizar posteriormente en función de los resultados de esta primera inspección.

Un aspecto importante a tener en cuenta para la realización de este proyecto es lo referente a la normativa actual en España en cuanto a inspecciones de túneles. Según la orden circular 27/2008 sobre metodología de inspección de túneles [6], en lo referido a las actuaciones de inspección se debe comprobarla disponibilidad de las instalaciones y que la calidad de la infraestructura y superestructura se ajuste a lo dispuesto en el RD635/2006. En este Real Decreto se detallan los requisitos mínimos de seguridad en túneles de carretera del Estado. Entre los aspectos a analizar de la obra civil se encuentran:

- Plataforma de la carretera, pavimento: Se observará la limpieza de la plataforma de la carretera, de modo que no haya acumulación de polvo que pueda impedir la correcta visualización del túnel. Así mismo, se vigilará que no existan manchas de aceite u otro tipo de sustancias que puedan producir deslizamientos.
- Aceras: Se observará la limpieza de las aceras, comprobando que no existan manchas de aceite u otro tipo de sustancias que puedan producir deslizamientos, o dificultar de alguna manera la evacuación a pie por las aceras. También se comprobará si las aceras están dañadas o deterioradas y si están libres de obstáculos.
- Sistema de drenaje del túnel: Se revisará el estado de limpieza y conservación de las conducciones, sumideros, arquetas de registro y filtros, de modo que se garantice una buena circulación del agua o de cualquier otro tipo de fluido.
- Revestimiento estético de los túneles: Se observará la limpieza del revestimiento estético de los túneles. Debe mantenerse limpio y garantizar los niveles de iluminación.
- Salidas de emergencia: Se comprobará que el número de salidas de emergencia es adecuado a lo que establece al respecto el RD635/2006.

Respecto a las líneas eléctricas de media tensión, se realiza una inspección termográfica y visual de los elementos de la instalación.

3 Análisis del problema

Como se indica en el título del proyecto, se va a usar un UAV de tipo multirotor, que no es más que un vehículo aéreo que consta de dos o más rotores. Las configuraciones convencionales se caracterizan por una disposición plana de los rotores. Dependiendo del número de motores que se vaya a usar existen distintas configuraciones. Las más sencillas cuentan con solo tres motores y las más complejas pueden llegar a tener incluso ocho motores o una configuración coaxial. A medida que aumentamos el número de motores, aumenta la carga de pago que se puede transportar y la redundancia en caso de fallo de motor y la estabilidad, pero, como contrapartida, también aumenta su coste, sus dimensiones, la complejidad y disminuye la maniobrabilidad. El caso de una configuración coaxial presenta la ventaja de una mayor compacidad, pero al estar un rotor encima del otro existe una pérdida de eficiencia de hasta un 20 %.

La configuración adecuada dependerá de la operación y de los requisitos de diseño (dimensiones, tiempo de vuelo y carga de pago). Para este proyecto, se ha decidido usar un UAV con cuatro rotores, es decir, un quadrotor. Se pueden encontrar dos posibles configuraciones para este tipo de multirotores, una en la que los ejes cuerpo coinciden con los brazos (Figura 3.1a) y otra en la que los ejes se encuentran en la bisectriz de los brazos (Figura 3.1b).

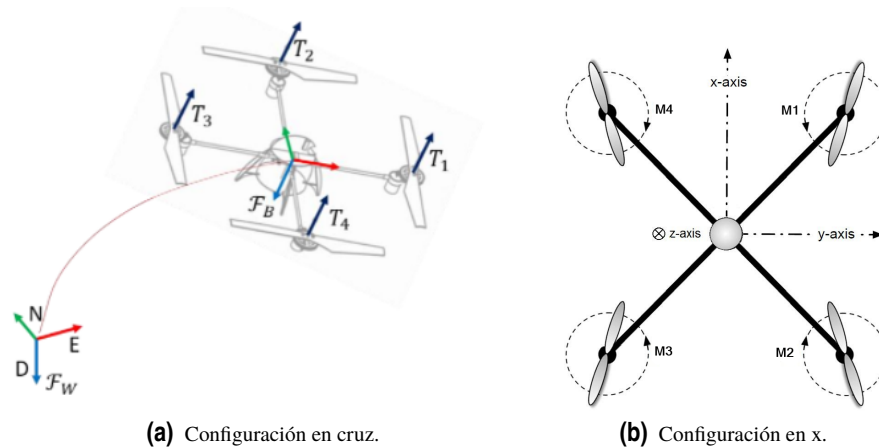


Figura 3.1 Sistemas de referencia en las dos configuraciones analizadas. Fuente [13].

Tras analizar ambas configuraciones se ha elegido la configuración en x puesto que es más estable. A partir de ahora se usará la numeración de los motores que aparece en la Figura 3.1b.

3.1 Diseño

Antes de entrar de lleno en el desarrollo del autopiloto, se va a exponer las características físicas del UAV, ya que serán necesarias para poder controlarlo. Se va a partir de un diseño realizado por el Grupo de Robótica, Visión y Control (GRVC) de la Universidad de Sevilla, facilitado por Guillermo Heredia Benot [16].

Desde el punto de vista estructural, la plataforma estará constituida por un frame o cuerpo central donde se encuentran la mayoría de los componentes del UAV. Este frame estará formado por varias placas unidas mediante elementos rigidizadores. Otro componente estructural son los brazos, en los que se encontrarán el conjunto motor-hélice y, por último, el tren de aterrizaje. Todos ellos estarán fabricados de fibra de carbono para así poder reducir su peso, a excepción de la unión entre los brazos y el frame, que será de aluminio y de la base para el motor, que estará fabricada de resina epoxi. A continuación, se va a describir cada uno de los componentes que poseerá el UAV:

- **Baterías:** Serán las encargadas de proporcionar la alimentación eléctrica al resto de componentes electrónicos. Como ya se indicó en la introducción, también es posible la alimentación del UAV desde el GV, por lo que las baterías pueden ser usadas como backup. Estas baterías recargables están compuestas de varias células en paralelo de polímero de litio (LiPo). En nuestro caso, se ha elegido una batería LiPo de seis celdas, con una capacidad de 1000 mAh y con una capacidad de descarga máxima de 100C. Finalmente, el peso de las baterías será de 150 g.
- **Modulo de electrónica:** Incluye el controlador de vuelo, el receptor, los sensores y el PC de abordo. Este bloque será el encargado de controlar el dron. Su peso total es de 800 g.
- **Variadores:** Se encargan de ajustar las revoluciones de los motores mediante la generación de pulsos (modulación por ancho de pulsos, PWM) en función de la orden de control.
- **Motores:** Se usarán motores sin escobillas (brushless) ya que este tipo de motores aumentan la eficiencia debido a una menor pérdida de energía por fricción, además, tendrán menos peso para una misma potencia. El motor elegido dependerá del peso total de la plataforma, aunque se puede adelantar que el escogido finalmente es el modelo *MN4014 KV400* del fabricante *Tiger Motor*. Las especificaciones de dicho motor aparecen recogidas en la siguiente figura.

Test Report			
Test Item	MN4014 KV400	Report NO.	MN.00025
Specifications			
Internal Resistance	67mΩ	Configuration	18N24P
Shaft Diameter	4mm	Motor Dimensions	Φ44.7×34.5mm
Stator Diameter	40mm	Stator Height	14mm
AWG	18#	Cable Length	600mm
Weight Including Cables	171g	Weight Excluding Cables	150g
No. of Cells(Lipo)	4-8S	Idle Current@10v	1.3A
Max Continuous Power 180S	900W	Max Continuous Current 180S	30A

Figura 3.2 Características del motor. Fuente [28].

- Hélices: Son las encargadas de generar la fuerza propulsiva a partir el par entregado por los rotores. Se ha elegido el modelo de hélice P16x5.4 *Prop-2PCS/PAIR*, fabricadas en fibra de carbono también por *Tiger Motor*.



Figura 3.3 T-Motor MN4014 KV400 (izquierda) y palas de fibra de carbono de 16x5.4" (derecha). Fuentes [28] y [29].

- Carga de pago: Son los elementos o dispositivos necesarios para poder llevar a cabo la misión. Entre ellos encontramos el gimbal, la base de amortiguación donde está instalado el gimbal, la cámara de inspección y el sistema de cordado entre el UAV y la plataforma terrestre, que incluye tanto el peso del cable como el del módulo instalado en el propio dron.

Tabla 3.1 Características de la cámara de inspección y del gimbal. Fuente [16].

CARACTERÍSTICAS	
Resolución de la imagen de inspección	6000x4000 (24MP)
GSD	0.098mm/pixel (40mm longitud focal y 1m de distancia a la pared)
Huella de la imagen de inspección	588x392mm (40mm longitud focal y 1m de distancia a la pared)
Velocidad angular máxima del gimbal	180°/s
Rango máximo de amplitud del gimbal	±345° en yaw, ±120° en pitch y ±45° en roll

Finalmente, en la siguiente tabla aparecen recogidos todos los pesos de los componentes indicados anteriormente y de algunos más, a excepción del grupo moto-propulsor.

Tabla 3.2 Pesos de los componentes del UAV. Fuente [16].

COMPONENTE	PESO (g)
Sistema cordado	1000
Baterías	150
Cámara de inspección	600
Gimbal	900
Módulo de electrónica	800
Frame	600
Luces LED	200
Placa metálica	200
TOTAL	4450

Como ya se ha comentado con anterioridad, tanto los motores como las hélices han sido seleccionados de forma que puedan levantar el peso de la plataforma incluyendo esta el peso del propio grupo moto-propulsor. Como se puede apreciar en la Figura 3.4, con esta configuración los rotores son capaces de levantar 5640 g con un 50% de throttle, pudiendo con los 5386 g que pesaría el UAV completo.

Load Testing Data									
Ambient Temperature		I			Voltage			DC Power Supplier	
Item No.	Voltage (V)	Prop	Throttle	Current (A)	Power (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Operating Temperature (°C)
MN4014 KV400	22.2	T-MOTOR 15*5CF	50%	5.7	126.54	1250	4500	9.88	46
			65%	9.1	202.02	1630	5200	8.07	
			75%	12	266.40	1950	5800	7.32	
			85%	15.8	350.76	2370	6400	6.76	
			100%	18.7	415.14	2620	6700	6.31	
		T-MOTOR 16*5.4CF	50%	6.4	142.08	1410	4200	9.92	53
			65%	11	244.20	1920	5000	7.86	
			75%	14.6	324.12	2380	5500	7.34	
			85%	19.1	424.02	2790	6100	6.58	
			100%	22.5	499.50	3020	6300	6.05	
		T-MOTOR 17*5.8CF	50%	7.6	168.72	1530	4000	9.07	67
			65%	12.8	284.16	2180	4800	7.67	
			75%	16.7	370.74	2550	5250	6.88	
			85%	2.17	48.17	3110	5700	64.56	
			100%	25.7	570.54	3360	6000	5.89	

Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10min.

Figura 3.4 Datos de la actuación del motor. Fuente [28].

3.1.1 Diseño CAD

Una vez que se tiene el diseño completo, a partir de las dimensiones proporcionadas por el GRVC, las cuales se muestran en la Figura 3.5, se ha procedido a su modelado en CAD haciendo uso del software *CATIA V5*. El fin de este diseño es poder obtener los datos de las inercias en cada uno de los ejes de UAV.

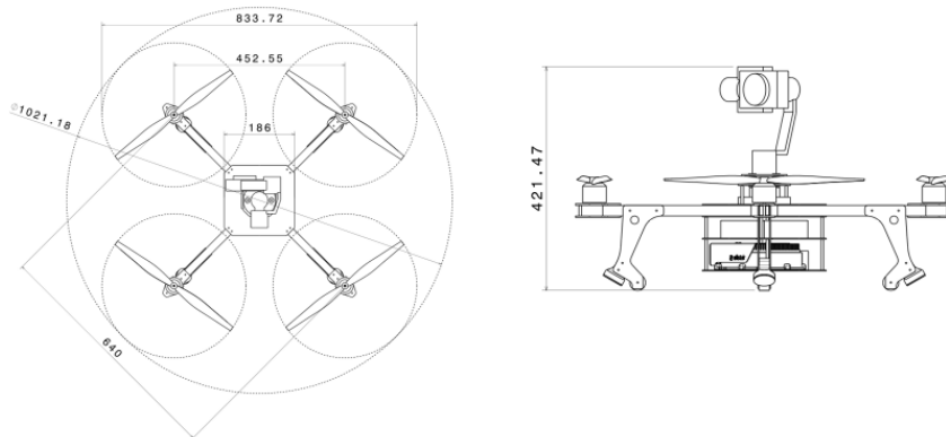


Figura 3.5 Dimensiones del UAV. Fuente [16].

En primer lugar se muestra como ha quedado el diseño, para dar paso posteriormente a una serie de acotaciones, con el fin de demostrar fidelidad del diseño CAD con los planos de origen. Tras haber comprobado las dimensiones, se ha asignado el material con el que se fabricará cada pieza del UAV, de forma que el peso también coincida con el real. Una vez hecho esto, ya se puede calcular el objetivo principal a determinar con este diseño CAD, las inercias, las cuales se muestran en la Figura 3.9. Para finalizar, se muestra una vista renderizada del UAV ya con los materiales asignados.

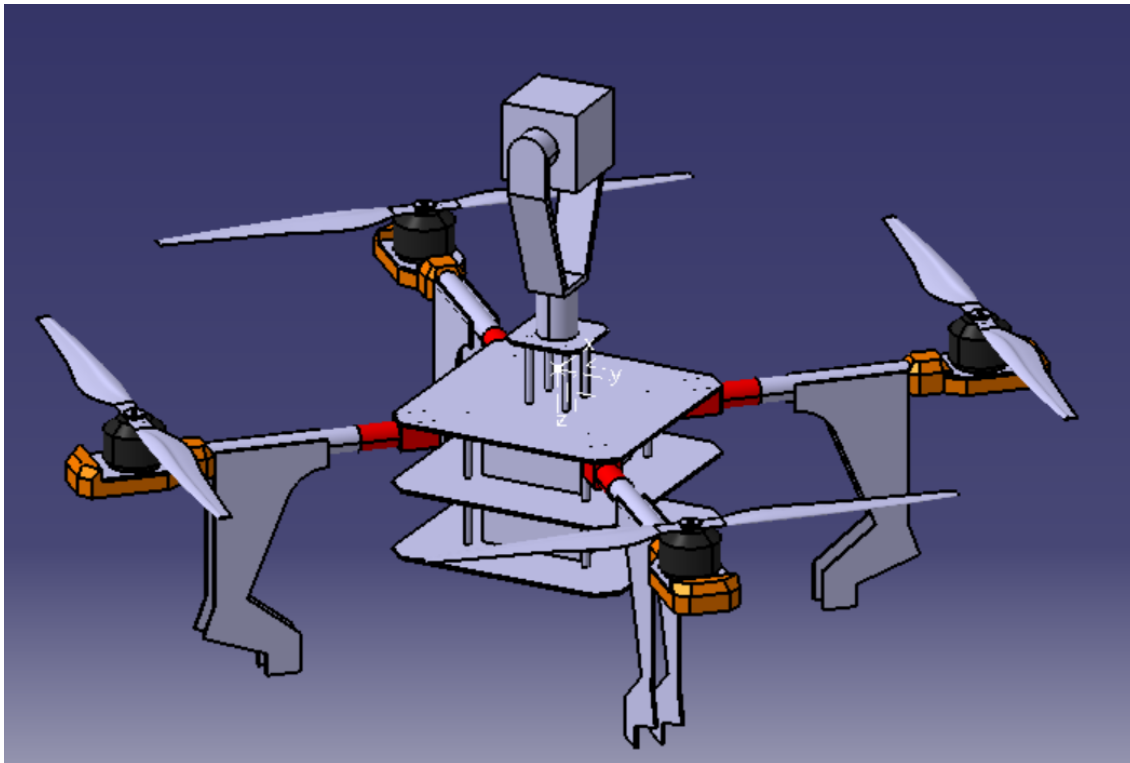


Figura 3.6 Vista del diseño CAD del UAV realizado en *CATIA VR5*. Fuente: elaboración propia.

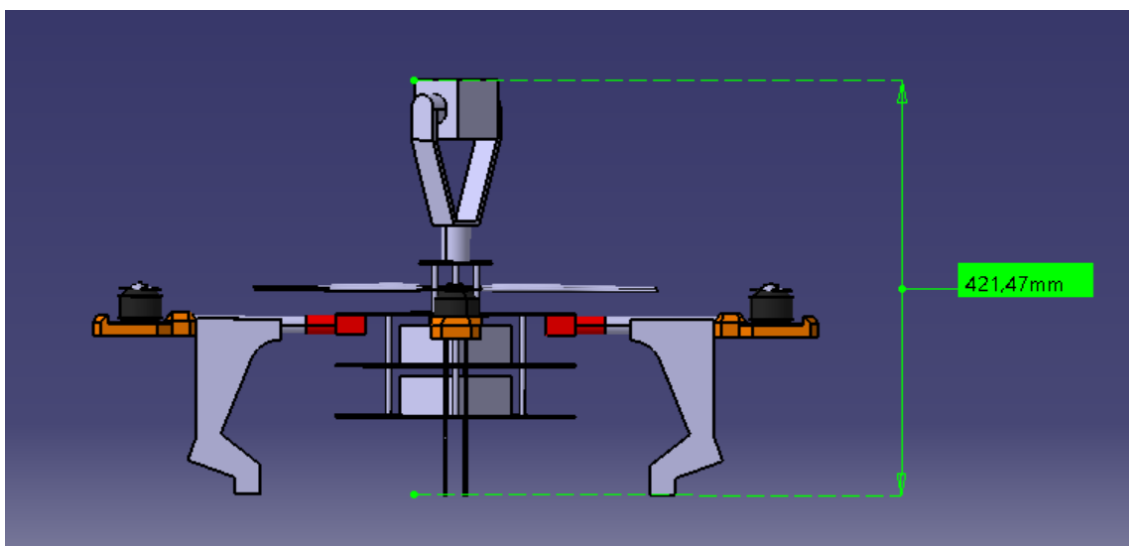


Figura 3.7 Perfil acotado del UAV. Fuente: elaboración propia.

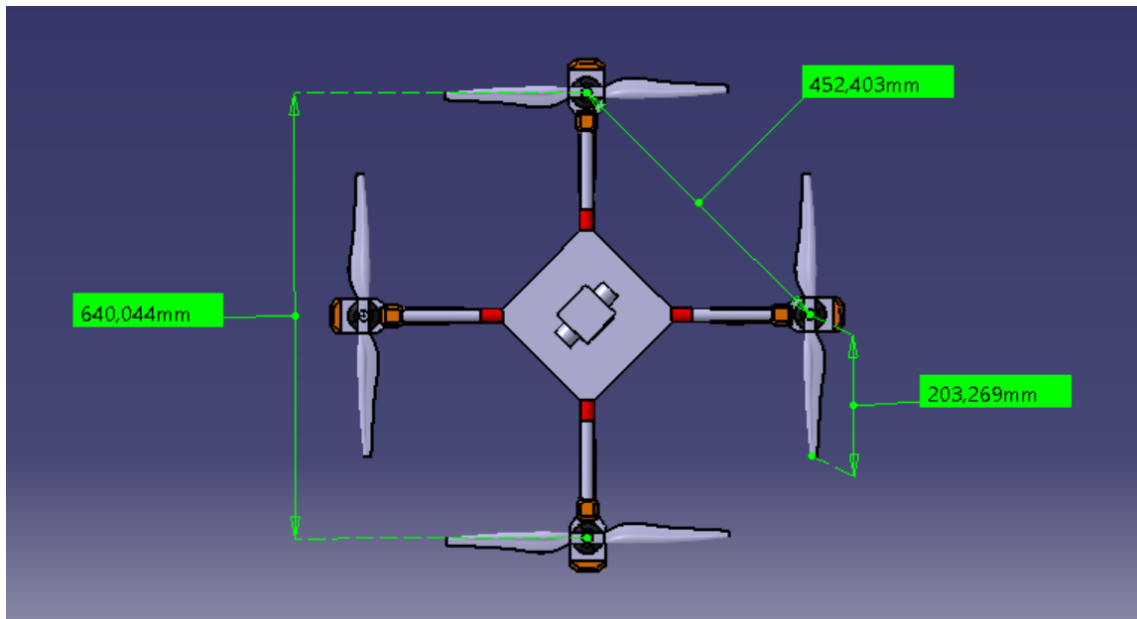


Figura 3.8 Acotado en planta del UAV. Fuente: elaboración propia.

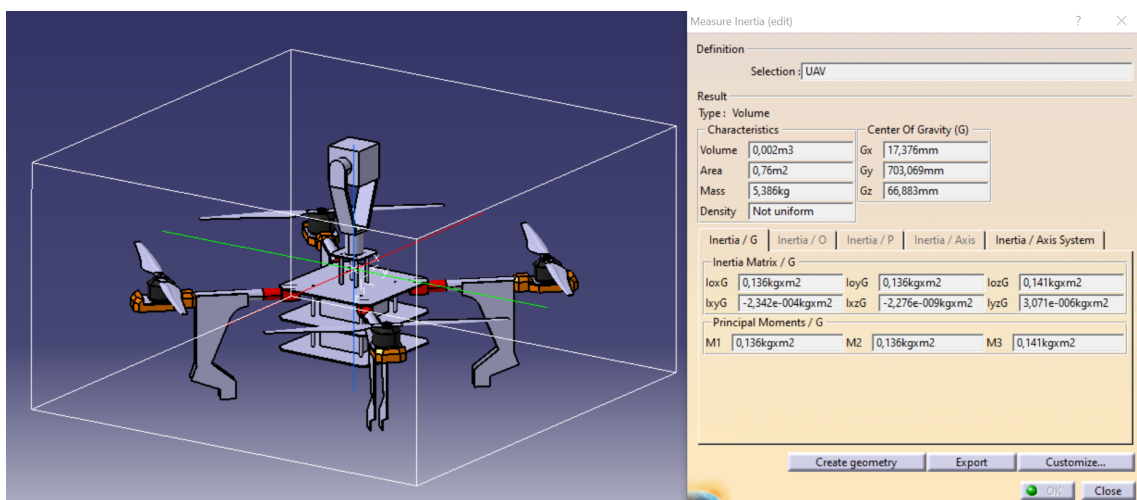


Figura 3.9 Medida de los momentos de inercia del UAV realizada con CATIA VR5. Fuente: elaboración propia.



Figura 3.10 Vista del diseño CAD del UAV realizado en *CATIA VR5*. Fuente: elaboración propia.

3.2 Modelado del UAV

Con el objetivo de obtener un modelo de UAV no demasiado complejo, solo se tendrá en cuenta el movimiento del centro de masas del vehículo, considerado como un cuerpo puntual de masa variable con 6 grados de libertad.

En la formulación del problema se consideran las hipótesis generales siguientes:

- Se considera el UAV como un cuerpo rígido.
- A pesar de que la cámara puede introducir cierta asimetría, se va a suponer que el UAV es simétrico respecto de los ejes cuerpo definidos. Esto será posible ya que los productos de inercias son mucho menores que los momentos de inercia según los ejes cuerpo.
- Los motores estarán fijos respecto la estructura del vehículo.
- Se considerará que la Tierra es plana ya que los vuelos serán a baja altitud y a baja velocidad. También se supondrá despreciables las fuerzas de inercia de Coriolis y las centrífugas.
- Al no haber variaciones significativas de la altitud respecto del radio de la Tierra, se considerará en todo momento que el valor de la gravedad es constante.
- Se supondrá que la atmósfera está en calma, es decir, no hay viento.

3.2.1 Sistemas de referencia

Para obtener las ecuaciones escalares del movimiento se consideran las ecuaciones vectoriales en forma matricial. Para ello los vectores deben proyectarse en un sistema de ejes determinado. En este proyecto se utilizan distintos sistemas de ejes, que se describen a continuación, aunque algunos de ellos ya se han mencionado anteriormente.

Sistema inercial topocéntrico

Se trata de un sistema topocéntrico giratorio, pero según las hipótesis que se han realizado, cualquier sistema de referencia fijado a la Tierra (topocéntrico) puede considerarse inercial. Este sistema $\mathcal{F}_t(O_t, x_t, y_t, z_t)$ se define como:

- O_t ocupará un punto cualquiera de la superficie terrestre definido por su longitud τ_t y su latitud λ_t .
- x_t está contenido en un plano horizontal, tangente a la superficie de la tierra en el punto O_t , y dirigido en la dirección Norte.
- y_t está contenido en un plano horizontal, tangente a la superficie de la tierra en el punto O_t , y dirigido en la dirección Este.
- z_t completa un triedro a derechas, dirigido hacia el centro de la Tierra.

Sistema de ejes horizonte local

Otro de los sistemas de referencia más importantes y que más usaremos es el sistema de ejes horizonte local $\mathcal{F}_h(O_h, x_h, y_h, z_h)$. Este sistema no es más que una translación del sistema inercial topocéntrico al centro de masa del UAV, por lo tanto, también se puede considerar como inercial. Es por esta razón, por la que de aquí en adelante se le denominará como sistema inercial a secas \mathcal{F}_I . Aunque por analogía con \mathcal{F}_t ya se conoce la dirección de sus ejes, a continuación se va a especificar la dirección de cada uno de ellos.

- O_h ocupará la posición del centro de masas del UAV.
- x_h es paralelo a eje x del sistema sistema inercial topocéntrico.
- y_h es paralelo a eje y del sistema sistema inercial topocéntrico.
- z_h completa un triedro a derechas (paralelo al eje z del sistema inercial topocéntrico).

Sistema de ejes cuerpo

Como se ha nombrado al principio del capítulo, existe un sistema de referencia asociado al UAV denominado ejes cuerpo $\mathcal{F}_b(O_b, x_b, y_b, z_b)$. Este sistema está definido como sigue:

- O_b ocupará la posición del centro de masas del UAV.
- x_b se encuentra en el plano formado por los brazos del UAV, dirigido según la bisectriz de dos de los brazos.
- y_b se encuentra en el plano formado por los brazos del UAV, perpendicular al eje x_b .
- z_b se encuentra dirigido hacia abajo, de forma que completa el triedro a derechas.

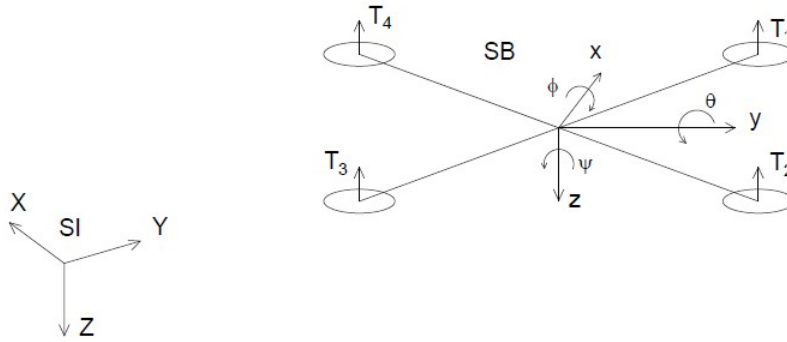


Figura 3.11 Representación de los sistema de referencia usados, de la definición de los ángulos de Euler y del criterio de signo empleado. Fuente: elaboración propia.

La orientación de los ejes cuerpos respecto a los ejes inerciales está dada por los ángulos de Euler (ϕ, θ, ψ). Estos tres ángulos son rotaciones intrínsecas, asociadas al sistema de referencia móvil, que en este caso es \mathcal{F}_B , es decir, estos tres ángulos establecen la rotación alrededor de los ejes x, y y z respectivamente. Para que no haya ningún tipo de confusión, a continuación de detalla mejor la definición de estos ángulos.

- El balanceo del vehículo estará determinado por el ángulo ϕ , tomando como sentido positivo el del eje x de \mathcal{F}_B .
- Para controlar el cabeceo se usará θ . Este ángulo se considera positivo si va en el sentido del eje y de \mathcal{F}_B .
- La guiñada estará dada por ψ y será positiva cuando tenga el mismo sentido que el eje z de \mathcal{F}_B .

Para pasar de unos ejes a otros no hay más que transformar los ejes mediante la matriz de rotación R_B^I , la cual permite pasar de \mathcal{F}_B a \mathcal{F}_I . Esta matriz se puede obtener a partir de la composición de tres rotaciones:

- Primero se realiza una rotación de un ángulo ϕ respecto del eje x , de esta forma pasamos a unos ejes intermedios $\mathcal{F}_{M'}$

$$R_B^{M'} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

- Posteriormente se realiza una rotación de ángulo θ alrededor del eje intermedio y' para pasar a los ejes $\mathcal{F}_{M''}$

$$R_{M'}^{M''} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

- Por último, se gira alrededor del eje Z un ángulo ψ , obteniendo los ejes inerciales

$$R_{M''}^I = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Finalmente, multiplicando todas las matrices de rotaciones anteriores en el orden indicado se obtiene la matriz que nos permite cambiar de sistema de referencia, R_B^I .

$$R_B^I = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Donde se ha usado una nueva notación para simplificar la matriz, en la que c se corresponde con el coseno y s con el seno.

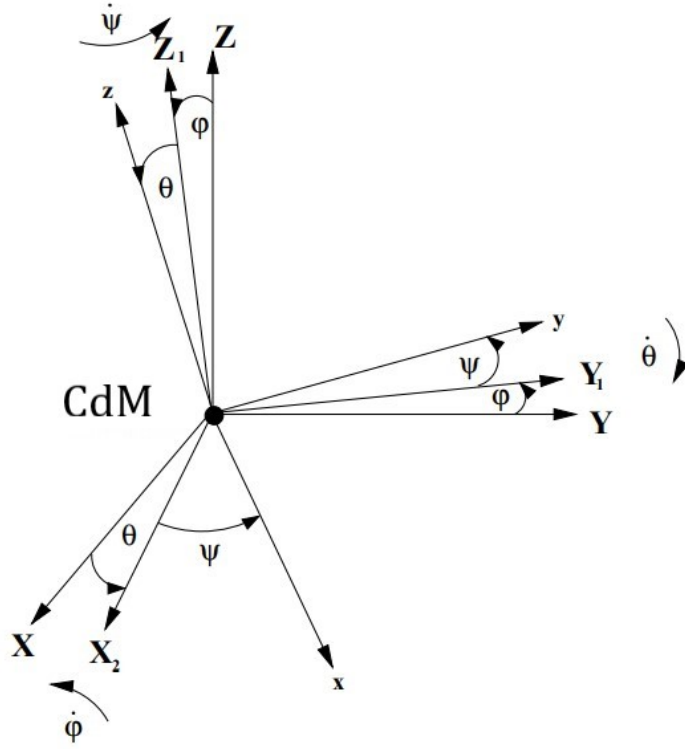


Figura 3.12 Rotación del sistema de referencia inercial al sistema de referencia ejes cuerpo. Fuente [36].

3.2.2 Comportamiento de los rotores

Tanto el control del avance como el de los giros del UAV se realiza a través de los motores, mediante un desequilibrio de fuerzas. Si todos los rotores giran en el mismo sentido, esto provocará un par de reacción en sentido contrario que hará que el UAV tienda a rotar sobre el eje z . Para evitar esta situación los rotores 1 y 3 girarán en el sentido contrario a las agujas del reloj (CCW) y los rotores 2 y 4 lo harán en el sentido de las agujas del reloj (CW).

Si queremos que el dron este en modo hovering, las fuerzas de todos los motores deben ser iguales. En cambio, para generar un movimiento de avance en el eje x es necesario generar un desequilibrio entre los empujes (T_1, T_4) y (T_2, T_3), lo que provoca el cabeceo del vehículo. Si lo que se quiere es un desplazamiento lateral en el eje y entonces se hace que el UAV se incline lateralmente en un movimiento de balance, lo cual se consiguen mediante un desequilibrio entre los empujes (T_3, T_4) y (T_1, T_2). Por último, para obtener un movimiento de guiñada no hay más que provocar un desequilibrio entre los empujes (T_1, T_3) y (T_2, T_4), aprovechando que estos pares de rotores giran en sentidos opuestos.

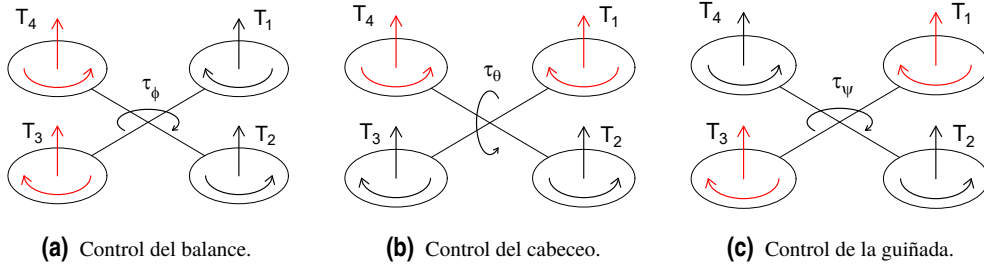


Figura 3.13 Comportamiento de los rotores en el control del UAV. Fuente: elaboración propia.

$$\begin{aligned}
 T &= T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \\
 \tau_\phi &= \frac{l}{\sqrt{2}}((T_3 + T_4) - (T_1 + T_2)) \\
 \tau_\theta &= \frac{l}{\sqrt{2}}((T_1 + T_4) - (T_2 + T_3)) \\
 \tau_\psi &= (T_1^R + T_3^R) - (T_2^R + T_4^R)
 \end{aligned} \tag{3.5}$$

Los empujes de los motores y el par que producen en el eje dependen de la velocidad de giro de los mismos de forma cuadrática. Como se verá en un futuro, es posible actuar en dichas velocidades de giro o incluso en la intensidad que les llega a los motores, sin embargo, en este proyecto vamos a usar como variables de control el empuje total y los pares en los ejes.

$$\begin{aligned}
 T_i &= k_t \omega_i^2 \\
 T_i^R &= k_d \omega_i^2
 \end{aligned} \tag{3.6}$$

$$\begin{bmatrix} T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_t & k_t & k_t & k_t \\ -k_t \frac{l}{\sqrt{2}} & -k_t \frac{l}{\sqrt{2}} & k_t \frac{l}{\sqrt{2}} & k_t \frac{l}{\sqrt{2}} \\ k_t \frac{l}{\sqrt{2}} & -k_t \frac{l}{\sqrt{2}} & -k_t \frac{l}{\sqrt{2}} & k_t \frac{l}{\sqrt{2}} \\ k_d \frac{l}{\sqrt{2}} & -k_d \frac{l}{\sqrt{2}} & k_d \frac{l}{\sqrt{2}} & -k_d \frac{l}{\sqrt{2}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

Los parámetros k_t y k_d se denominan coeficiente de empuje y coeficiente de torque respectivamente. El valor de ambos coeficientes ha sido calculado en el Apéndice A, obteniéndose que $k_t = 1$ y $k_d = 2.62e - 2$.

3.2.3 Ecuaciones del movimiento

Para obtener las ecuaciones del movimiento vamos a seguir la formulación de Newton-Euler. Por un lado, la dinámica traslacional está dada por

$$m\dot{V}_I = F_I \tag{3.8}$$

donde F_I son las fuerzas inerciales que actúan sobre el centro de masas del UAV, es decir, la suma de las fuerzas aerodinámicas (F_a), las fuerzas externas (F_e), las de propulsión (T) y la de gravedad (mg), todas ellas proyectadas en el sistema de referencia inercial. Por último, el término $V_I = [v_x, v_y, v_z]^T$ es la velocidad del centro de masas, expresada en el sistema de referencia inercial.

Por otro lado, la dinámica rotacional es:

$$J\dot{\Omega} + \Omega \times J\Omega = M_B \quad (3.9)$$

En esta expresión, M_B representa los momentos ejercidos sobre el UAV. De forma análoga a lo anterior, M_B se puede descomponer en los momentos debido a los efectos giroscópicos (L) más los pares ejercidos por los rotores (τ) más los momentos generados por las fuerzas aerodinámicas (τ_a) y los momentos externos (τ_e). A diferencia de la expresión (3.8), ahora se está usando el sistema de referencia asociado al cuerpo del UAV. Por su parte, J es el tensor de inercia, donde se ha considerado que el UAV es simétrico respecto de los ejes cuerpos, por lo tanto, estos serán ejes principales de inercia:

$$J = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Dichas inercias se han obtenido mediante el modelo que se realizó en CATIA V5. Como se puede apreciar en la Figura 3.14, los productos de inercia en general serán distintos de cero, ya que dependen de la posición en la que se encuentre la cámara y las palas. Sin embargo, estos productos de inercia son varios órdenes de magnitud menores que los momentos de inercia en cada uno de los ejes, por lo que se van a despreciar.

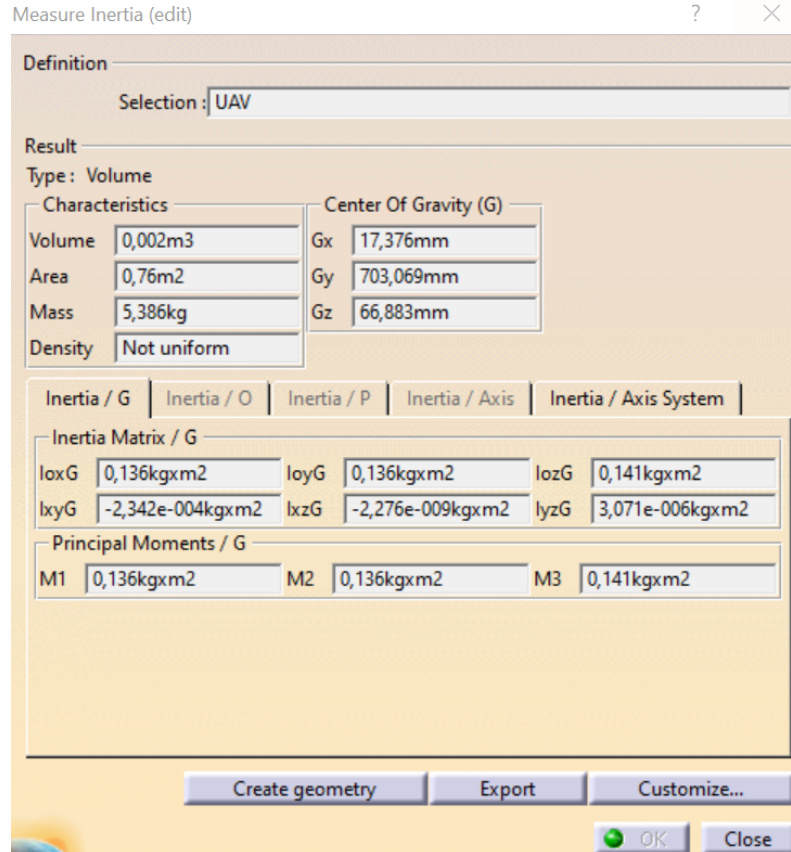


Figura 3.14 Medida de los momentos de inercia del UAV realizada con CATIA VR5. Fuente: elaboración propia.

El vector Ω es la velocidad rotacional, que no es más que la velocidad de giro alrededor de los ejes del sistema de referencia asociado al cuerpo del UAV, por lo tanto, estará expresado en dichos ejes. Este vector estará relacionado con la derivada de los ángulos de Euler a través de la expresión (3.11), dada por la cinemática rotacional del UAV.

$$\Omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Ya se tiene definida las variables dinámicas del sistema (Ω y V_I) y los tres ángulos que determinan la actitud del vehículo. Solo falta determinar la posición del UAV en el sistema de referencia inercial (x, y, z), lo cual se obtiene sin más a través de su relación con V_I .

$$\begin{aligned} \dot{x} &= v_x \\ \dot{y} &= v_y \\ \dot{z} &= v_z \end{aligned} \quad (3.12)$$

Una vez que se tiene todas las ecuaciones, desarrollando las ecuaciones (3.8), (3.9) e invirtiendo (3.11) se puede expresar el modelo de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= v_x \\ \dot{y} &= v_y \\ \dot{z} &= v_z \\ \dot{v}_x &= F_{ex} + F_{ax} - (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \frac{T}{m} \\ \dot{v}_y &= F_{ey} + F_{ay} - (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \frac{T}{m} \\ \dot{v}_z &= F_{ez} + F_{az} + g - \cos\theta \cos\phi \frac{T}{m} \\ \dot{\phi} &= p + \sin\phi \tan\theta q + \cos\phi \tan\theta r \\ \dot{\theta} &= \cos\phi q - \sin\phi r \\ \dot{\psi} &= \sin\phi \sec\theta q + \cos\phi \sec\theta r \\ \dot{p} &= \tau_{e\phi} + \tau_{a\phi} + \frac{I_r}{I_x} q \Omega_r + \frac{I_y - I_z}{I_x} q r + \frac{\tau_\phi}{I_x} \\ \dot{q} &= \tau_{e\theta} + \tau_{a\theta} + \frac{I_r}{I_y} p \Omega_r + \frac{I_z - I_x}{I_y} p r + \frac{\tau_\theta}{I_y} \\ \dot{r} &= \tau_{e\psi} + \tau_{a\psi} + \frac{I_x - I_y}{I_z} p q + \frac{\tau_\psi}{I_z} \end{aligned} \quad (3.13)$$

donde I_r es la inercia de los rotores y Ω_r es la velocidad de giro media de los rotores.

Este modelo también se puede expresar como:

$$\dot{\varepsilon} = f(\varepsilon) + g(\varepsilon)u \quad (3.14)$$

donde $\varepsilon = (x, y, z, v_x, v_y, v_z, \phi, \theta, \psi, p, q, r)'$ es el vector que contienen a las variables de estado y $u = (T, \tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi)'$ son las entradas al sistema. Como es lógico, para controlar el UAV será necesario actuar sobre las entradas del sistema hasta que el vehículo alcance el objetivo deseado. Sin embargo, también es posible actuar directamente sobre el empuje que genera cada uno de los rotores, sobre la velocidad de giro de estos o sobre la intensidad de corriente que estos reciben ya que todas estas variables están relacionadas, como se indicó en (3.5) y (3.6).

3.2.4 Modelo simplificado

Nosotros, sin embargo, no vamos a emplear dichas ecuaciones si no que vamos a realizar una simplificación de estas. Para ello será necesario tener en cuenta las siguientes hipótesis:

- Las fuerzas y momentos aerodinámicos se considerarán despreciables debido a que el vehículo se desplazará a bajas velocidades.
- Los efectos giroscópicos se considerarán despreciables ya que son mucho menores que los momentos generados por los motores.
- Ángulos de pitch (θ) y roll (ϕ) pequeños, por lo que se puede aproximar $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ por (p, q, r) . De esta forma, ahora el vector que contiene a las variables estados queda reducido a $\varepsilon = (x, y, z, \phi, \theta, \psi)'$.
- Aunque el UAV va a desarrollar su actividad a poca distancia del techo de los túneles, según el estudio realizado en el Apéndice B, el incremento del empuje provocado por el efecto techo es despreciable.
- La única fuerza externa que se considerará será la ejercida por el cable (\mathbf{F}) y se supone que esta aplicada en el centro de masas.

Con todo esto, el modelo (3.13) queda reducido a:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \sin\alpha \cos\beta \frac{F}{m} - (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \frac{T}{m} \\ \ddot{y} &= \sin\alpha \sin\beta \frac{F}{m} - (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \frac{T}{m} \\ \ddot{z} &= g + \cos\alpha \frac{F}{m} - \cos\theta \cos\phi \frac{T}{m} \\ \ddot{\phi} &= \frac{\tau_\phi}{I_x} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\tau_\theta}{I_y} \\ \ddot{\psi} &= \frac{\tau_\psi}{I_z} \end{aligned} \quad (3.15)$$

donde α es el ángulo formado por la fuerza con el eje \mathbf{Z} y β es el ángulo formado por la proyección de la fuerza sobre el plano XY con el eje X , medida en el sentido positivo del eje Z . Las expresiones de ambos ángulos se pueden ver a continuación:

$$\begin{aligned} \alpha &= \arctan \left(\frac{\sqrt{(x-x_{rob})^2 + (y-y_{rob})^2}}{z-z_{rob}} \right) \\ \beta &= \arctan \left(\frac{y-y_{rob}}{x-x_{rob}} \right) \end{aligned} \quad (3.16)$$

Por su parte, el módulo de la fuerza (F) se supondrá igual a un cierto valor constante. En la realidad, el encargado de mantener esta velocidad constante es la estación en tierra que se encuentra en el GV. Sin embargo, como ya se dijo en la introducción, el modelado de dicha estación queda fuera del alcance de este proyecto, por lo que aquí solo se considerará la fuerza del cable de modulo constante.

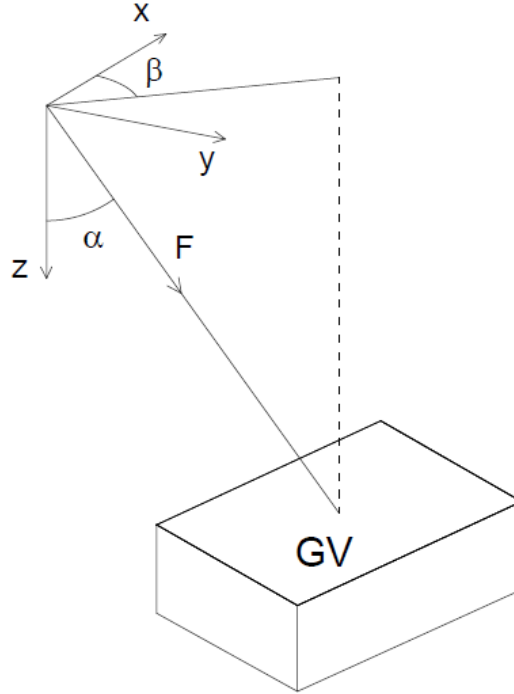


Figura 3.15 Fuerza ejercida por el cable. Fuente: elaboración propia.

Algoritmo para la evitación de obstáculos

Con el fin de evitar cualquier colisión del UAV con los posibles elementos que pueda haber en el túnel, como por ejemplo los extractores para la evacuación de humos o las catenarias de los ferrocarriles, se ha decidido incorporar sensores para la detección de estos obstáculos, así como una modificación del modelo (3.15). Para evitar los obstáculos se ha optado por emplear el algoritmo desarrollado por Krogh en [26], que no es más que una versión mejorada del que desarrollo Khatib en [24]. Ambos suponen que el UAV se desplaza en un campo potencial, en el cual los obstáculos generan un potencial ϕ_o que dará lugar a una fuerza repulsiva sobre el vehículo.

Según [26], el potencial creado por cada uno de los obstáculos es:

$$\phi_o = \begin{cases} \frac{\eta}{2} \left(\frac{1}{d} - \frac{1}{R_{soi}} \right) d^2 & \text{si } d \leq R_{soi} \\ 0 & \text{si } d \geq R_{soi} \end{cases} \quad (3.17)$$

La fuerza que induce la repulsión artificial desde la superficie del obstáculo (FIRAS), creada por el campo potencial del obstáculo es:

$$F_o = \begin{cases} \eta \left(1 - \frac{d}{R_{soi}} \right) \frac{1}{2dR_{soi}} \frac{\partial d}{\partial \mathbf{x}} & \text{si } d \leq R_{soi} \\ 0 & \text{si } d \geq R_{soi} \end{cases} \quad (3.18)$$

Posteriormente, a la hora de obtener los resultados se vio que la trayectoria seguida para evitar el obstáculo era un poco abrupta, por lo que se optó por implementar otro método de evitación haciendo que el campo potencial dependa no solo de la distancia entre los obstáculos y el UAV, sino que dependa también de la velocidad de este. Según se indica en [31], este campo potencial, que se denominará dinámico por su dependencia con la velocidad, estará dado por la siguiente expresión

$$\phi_o = \begin{cases} \lambda (-\cos\xi)^\mu \frac{\|\mathbf{v}\|}{d} & \text{si } \pi/2 \leq \xi \leq \pi \\ 0 & \text{si } 0 \leq \xi \leq \pi/2 \end{cases} \quad (3.19)$$

donde λ y μ son constantes que toman los valores de 8 y 2 respectivamente y ξ es el ángulo que forma en todo momento el vector velocidad con el vector que va desde el UAV hasta el obstáculo en cuestión. Por lo tanto, el coseno de dicho ángulo se puede calcular a partir del producto escalar de ambos vectores.

$$\cos\xi = \frac{\mathbf{v}^T \mathbf{x}}{\|\mathbf{v}\|d} \quad (3.20)$$

Por último, calculando el gradiente negativo del potencial anterior se obtiene la fuerza repulsiva generada por cada obstáculo.

$$F_o = \begin{cases} \lambda (-\cos\xi)^{\mu-1} \frac{\|\mathbf{v}\|}{d} (\mu \nabla_{\mathbf{x}} \cos\xi - \frac{\cos\xi}{d} \nabla_{\mathbf{x}} d) & \text{si } \pi/2 \leq \xi \leq \pi \\ 0 & \text{si } 0 \leq \xi \leq \pi/2 \end{cases} \quad (3.21)$$

Finalmente, introduciendo esta fuerza en (3.15) el modelo dinámico del UAV se puede expresar como:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \sin\alpha \cos\beta \frac{F}{m} - (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \frac{T}{m} + \frac{1}{m} \sum_{i=1}^n F_{ox} \\ \ddot{y} &= \sin\alpha \sin\beta \frac{F}{m} - (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \frac{T}{m} + \frac{1}{m} \sum_{i=1}^n F_{oy} \\ \ddot{z} &= g + \cos\alpha \frac{F}{m} - \cos\theta \cos\phi \frac{T}{m} + \frac{1}{m} \sum_{i=1}^n F_{oz} \\ \ddot{\phi} &= \frac{\tau_\phi}{I_x} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\tau_\theta}{I_y} \\ \ddot{\psi} &= \frac{\tau_\psi}{I_z} \end{aligned} \quad (3.22)$$

Proceso seguido hasta desarrollar el autopiloto

Una vez que se tiene el modelo dinámico que se usará finalmente para desarrollar el autopiloto del UAV, se ha establecido una estrategia de diseño paso a paso hasta finalmente obtener el autopiloto completo. Inicialmente nos vamos a centrar en el estudio del movimiento libre del UAV en la plano X-Z, por lo que se supondrá que tanto el ángulo de roll como el de yaw son nulos y que la fuerza que ejerce el cable es nula, quedando las ecuaciones:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= -\sin\theta \frac{T}{m} \\ \ddot{z} &= g - \cos\theta \frac{T}{m} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\tau_\theta}{I_y} \end{aligned} \quad (3.23)$$

Tras diseñar un primer controlador para el caso anterior y comprobar su correcto funcionamiento, el siguiente paso será implementar la fuerza que ejerce el cable en el modelo dinámico. Ahora la dinámica del UAV estará dada por las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \sin \alpha \frac{F}{m} - \sin \theta \frac{T}{m} \\ \ddot{z} &= g + \cos \alpha \frac{F}{m} - \cos \theta \frac{T}{m} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\tau_{\theta}}{I_y}\end{aligned}\tag{3.24}$$

donde ahora α es el ángulo que forma la fuerza del cable con la vertical y estará medido de forma que su sentido positivo coincida con el del eje y .

Tras tener haber finalizado el diseño del controlador completo en el plano XZ , el siguiente paso debe ser diseñar el controlador en el espacio tridimensional, teniendo en cuenta ya todas las variables estados del vector ε simplificado. Al igual que antes, primero realizaremos el diseño sin tener en cuenta la fuerza del cable. El modelo dinámico que se usará será:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= -(\cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi) \frac{T}{m} \\ \ddot{y} &= -(\sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi) \frac{T}{m} \\ \ddot{z} &= g - \cos \theta \cos \phi \frac{T}{m} \\ \ddot{\phi} &= \frac{\tau_{\phi}}{I_x} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\tau_{\theta}}{I_y} \\ \ddot{\psi} &= \frac{\tau_{\psi}}{I_z}\end{aligned}\tag{3.25}$$

Por último, se introducirá en el controlador anterior la fuerza del cable, modelada según 3.16, por lo que el modelo dinámico que se ha usará es el descrito inicialmente en 3.15 y, tras esto, se considerará el modelo dinámico final (3.22), ya con la fuerza de repulsión.

3.3 Estructuras de control

3.3.1 Autopiloto en el plano XZ

En esta sección se va a implementar en Simulink el autopiloto para el control del UAV. Como ya se ha adelantado, comenzaremos explicando el autopiloto para el movimiento en el plano XZ . Este autopiloto estará formado por varios bloques. En primer lugar se tendrá un bloque denominado *Modelo* en el cual se implementarán las ecuaciones que describen el movimiento del dron. Este bloque tendrá como entrada el empuje total y el par de cabeceo, así como las dos variables que definen la fuerza del cable en el plano, como son el módulo de la fuerza y el ángulo α . Como salida se tiene el vector con las variables de estado en caso plano $\xi = [x \ z \ \theta]$ más la derivada del ángulo θ para poder realimentar el bloque donde están implementados los controladores. Primero se calculará el valor del ángulo θ y después, a partir de este, se determinará la posición del UAV.

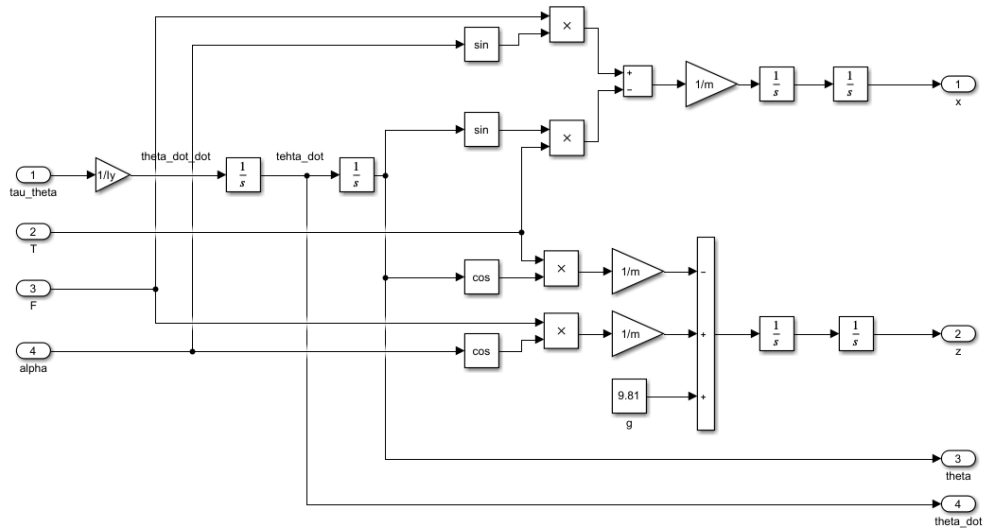


Figura 3.16 Arquitectura del bloque *Modelo* para el autopiloto en el plano XZ.

El otro gran bloque del autopiloto es el bloque *Controlador*. En él se tiene un controlador para el empuje y otro para el par de cabeceo. Tras la salida de estos controladores, se reajusta el empuje que debe generar cada motor a partir de la lógica mostrada en (3.5).

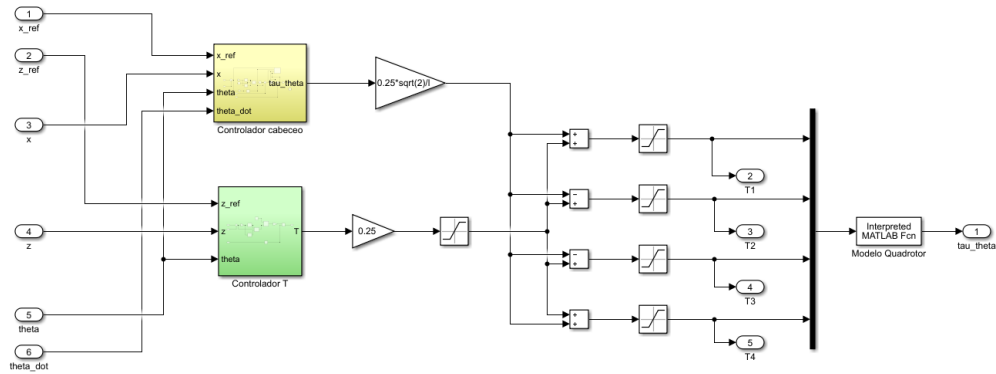


Figura 3.17 Arquitectura del bloque *Controlador* para el autopiloto en el plano XZ.

Para el control de cabeceo se ha establecido una estrategia de control de bucle cerrado en cascada, es decir, este controlador estará compuesto por dos bucles, un bucle interno en el que se controla la velocidad angular y otro externo en el que se controla el propio ángulo.

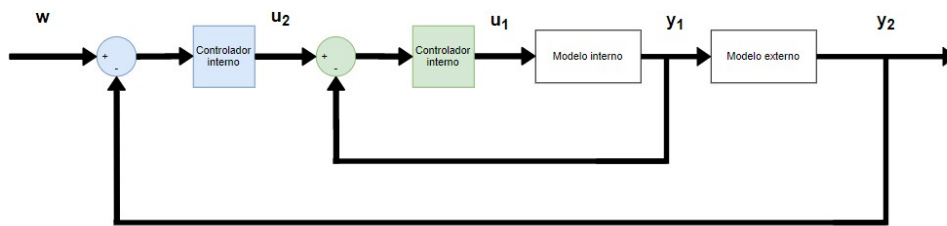


Figura 3.18 Ejemplo de un controlador en cascada.

A diferencia del esquema de la Figura 3.18, en este proyecto los procesos están incluidos en el bloque *Modelo* para poder separar por un lado los controladores y por otro el modelo dinámico.

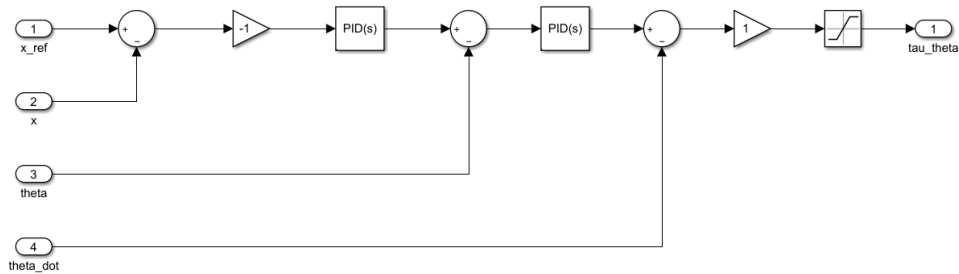


Figura 3.19 Arquitectura del controlador de cabeceo para el autopiloto en el plano XZ.

En cuanto al controlador de empuje, se ha seguido una estrategia de control en bucle cerrado con un solo bucle de control. Cabe destacar que se ha incluido en este controlador un término de control anticipativo (feedforward control) para compensar la gravedad.

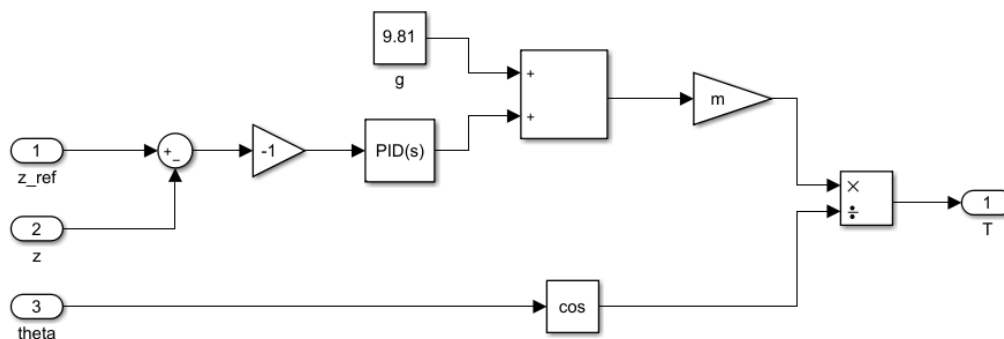


Figura 3.20 Arquitectura del controlador de empuje para el autopiloto en el plano XZ.

Como es normal, el valor del empuje de los rotores no puede ser cualquiera. Por lo tanto, se ha decidido incorporar a la salida del controlador de empuje una saturación para que el sistema sea lo más real posible. De la misma forma, se ha incluido una saturación a la salida del controlador de cabeceo, dado que esta variable depende del empuje suministrado por los motores, por lo que también estará limitada. El valor de ambas saturaciones se deducirá en la parte del autopiloto tridimensional (Subsección 3.3.2), ya que también serán necesarias saturaciones para el resto de variables de control.

En los dos controladores se ha partido del error angular, del error en posición o del error en velocidad angular para, a través de controladores PID, establecer la señal de control necesaria para seguir a la referencia, la cual será la entrada al bloque *Modelo*. Este tipo de controlador tiene tres componentes, una proporcional, otra derivativa y una última componente integral.

Para completar el autopiloto no hay más que conectar adecuadamente cada bloque. Como se puede apreciar en la Figura 3.21, existen varios bloques que conducen a un funciones definidas en MATLAB. Estas funciones son comunes para el autopiloto tridimensional sin más que realizar una pequeña modificación para trasladarlas del plano al espacio, por lo tanto, se va a dejar la explicación de la utilidad de las mismas para la siguiente subsección. Dichas funciones se pueden consultar en el Apéndice C.

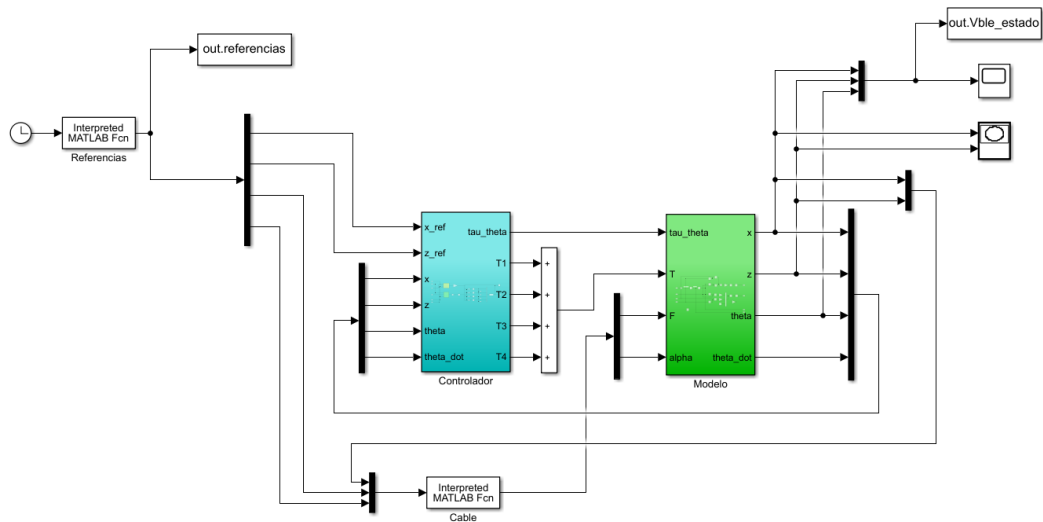


Figura 3.21 Arquitectura del autopiloto en el plano XZ completo.

3.3.2 Autopiloto tridimensional

La estructura del autopiloto en el tridimensional será similar a la del control en el plano. Se tendrá también un bloque *Modelo* cuyas entradas serán el vector u más las tres variables que definen la fuerza del cable (ángulos y módulo) y las tres variables que definen el valor de la fuerza de repulsión en cada eje. Como salida se tiene el vector con las variables de estado del modelo simplificado $\xi = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]$ más las derivada de los ángulos ϕ y θ , para poder realimentar el bloque donde están implementados los controladores, y las velocidades en cada uno de los ejes para poder implementar el método de evitación de los obstáculos.

Como se puede apreciar en la Figura 3.22, al estar las ecuaciones de la dinámica rotacional desacopladas del resto, primero se determina el valor de los tres ángulos y después se calcula la posición a partir de los mismos.

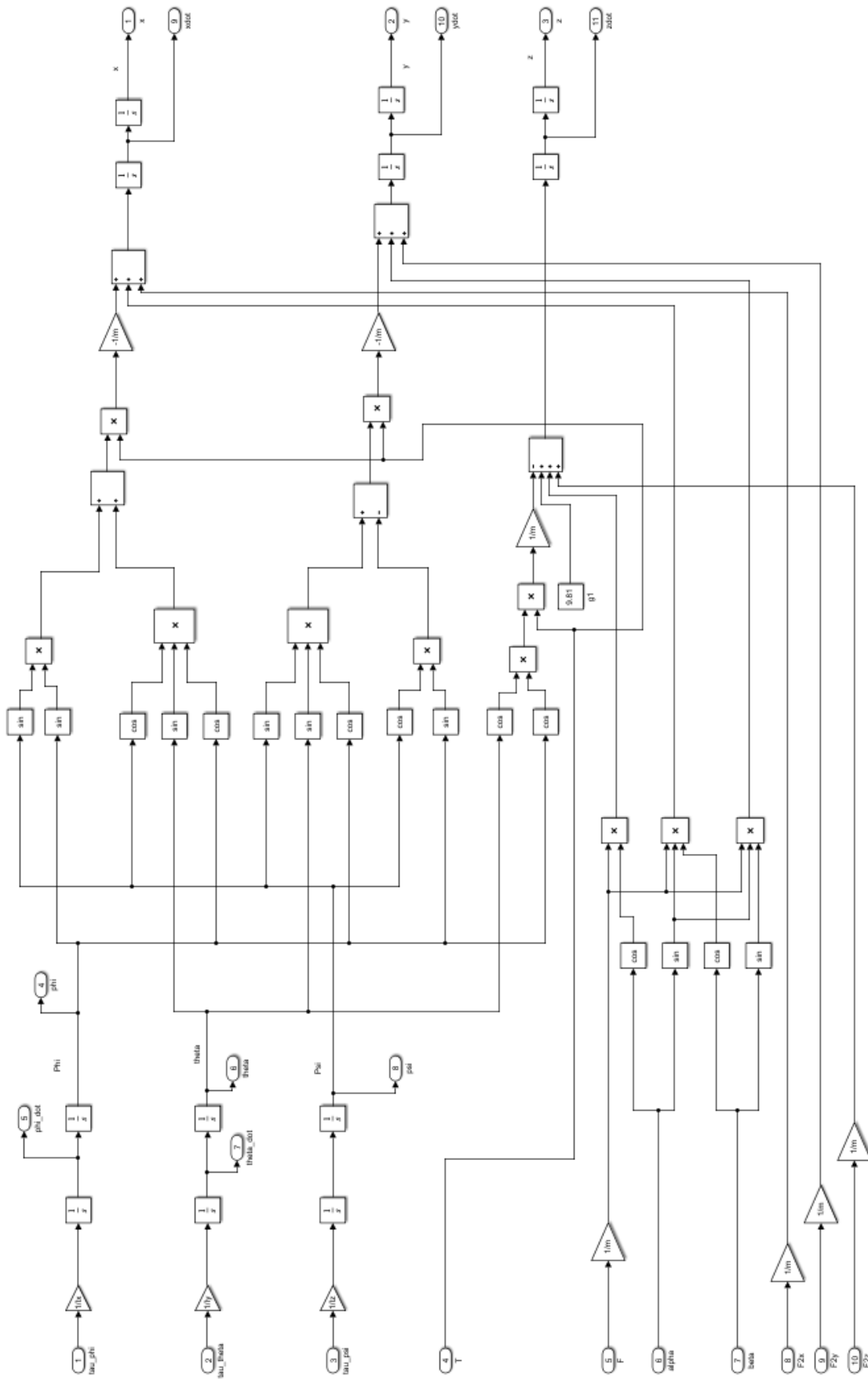


Figura 3.22 Arquitectura del bloque *Modelo*.

Por su parte, en el bloque *Controlador* se van a incluir ahora cuatro controladores, uno para cada una de las variables de entrada del bloque *Modelo*. Sin embargo, a partir de las salidas de cada uno de estos controladores se va a ajustar el empuje que tiene que dar cada motor, siendo posible calcular a partir de aquí tanto la velocidad de giro de los rotores como a intensidad de corriente que estos reciben.

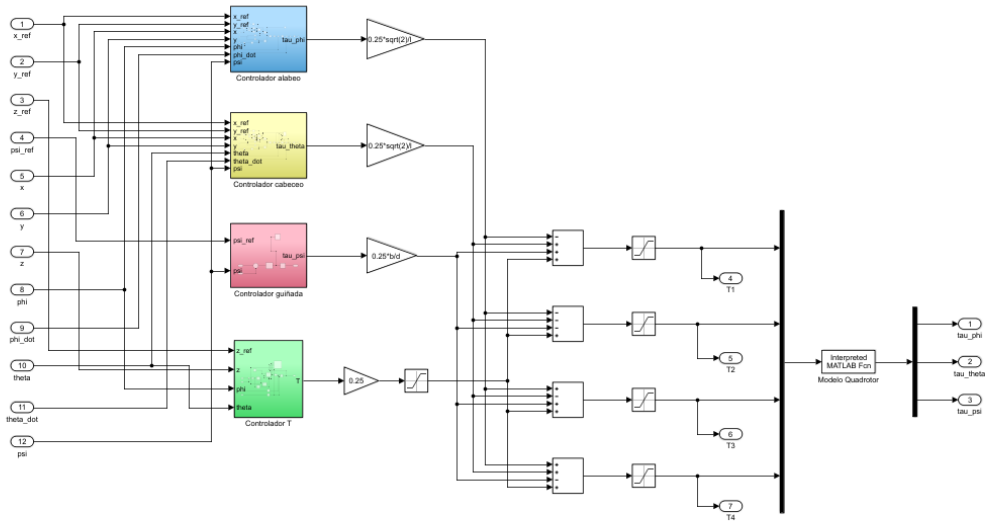


Figura 3.23 Arquitectura del bloque *Controlador*.

Al igual que antes, se va a seguir una estrategia de control en bucle cerrado en cascada, pero solo para los controladores de cabeceo y balanceo.

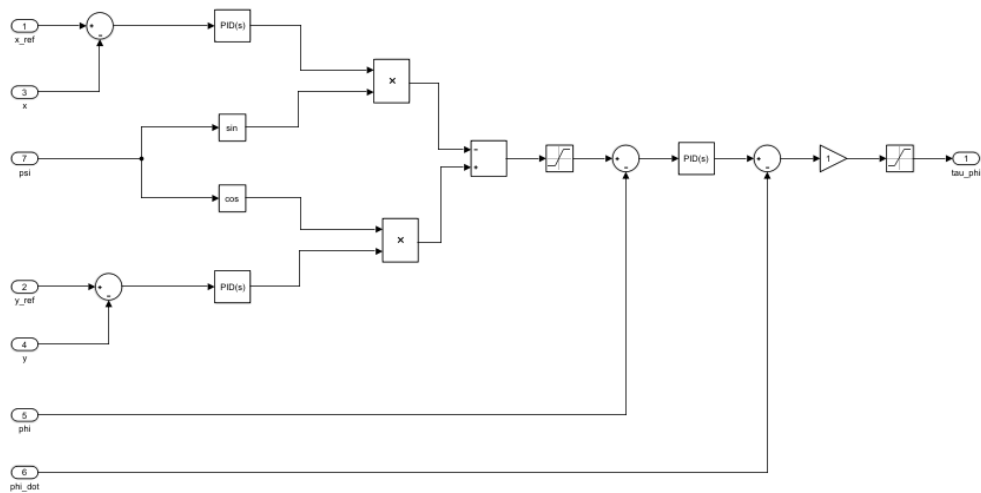


Figura 3.24 Arquitectura del controlador de balanceo.

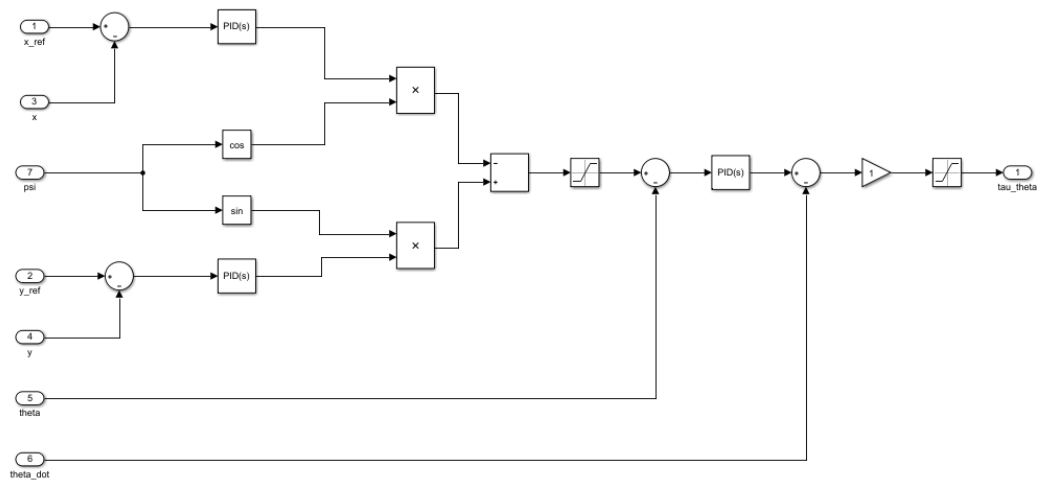


Figura 3.25 Arquitectura del controlador de cabeceo.

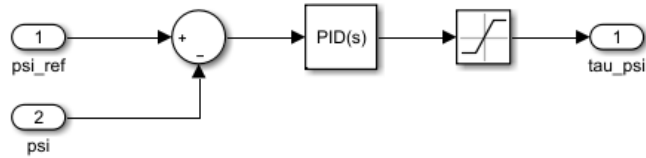


Figura 3.26 Arquitectura del controlador de guiñada.

Por su parte, el controlador de empuje también es de bucle cerrado, pero en este caso constará de un solo bucle, al igual que el de la guiñada.

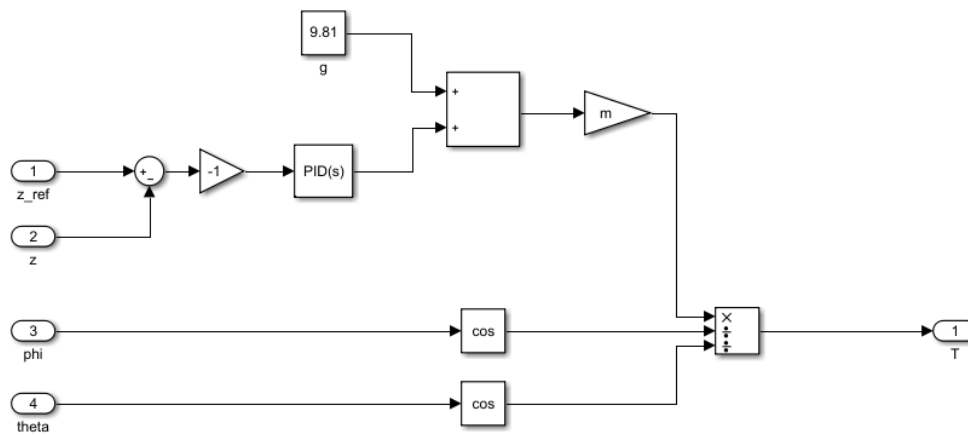


Figura 3.27 Arquitectura del controlador de empuje.

Como ya se indicó con anterioridad, es necesario incluir una saturación a la salida del controlador de empuje. Se ha fijado la operación del motor en el rango $[0.1T_{max}, 0.9T_{max}]$, por lo tanto, estos serán los límites de dicha saturación. El hecho de haber elegido este límite superior se debe a que así no se está forzando al motor en ningún momento a operar al máximo de sus posibilidades, aumentando el tiempo de vida. Por su parte, este límite inferior permite el control vertical del UAV en los descensos, ya que si este valor fuera demasiado elevado, el UAV no podría descender. Para determinar el límite inferior se ha extrapolado los datos suministrados por el fabricante en [28] y se ha comprobado que el empuje total sea menor que el peso del UAV. Si en lugar de controlar el empuje de cada uno de los motores, nuestras variables de control sobre los motores fuesen las revoluciones de los mismos, los límites de dicha saturación se podrían determinar a partir de la siguiente expresión:

$$T_i = k_t \omega_i^2 \quad (3.26)$$

Puesto que todos los motores son iguales, finalmente estos valores serían:

$$\begin{aligned} \omega_{max} &= \sqrt{\frac{0.9T_{max}}{k_t}} \\ \omega_{min} &= \sqrt{\frac{0.1T_{max}}{k_t}} \end{aligned} \quad (3.27)$$

Dentro de los controladores de los pares, a la salida también se ha incorporado otras saturaciones ya que estas variables dependen al fin y al cabo del empuje de los motores. Para determinar los límites de cada una de estas saturaciones se va a partir de la expresión que relaciona el empuje de los motores con el par que estos generan sobre cada eje.

- En primer lugar, para la saturación del par de balance se tiene que:

$$\tau_\phi = \frac{l}{\sqrt{2}}((T_3 + T_4) - (T_1 + T_2)) \quad (3.28)$$

Por lo que τ_ϕ será máximo cuando los empujes generados por los motores 3 y 4 sean máximos y los generados por los motores 1 y 2 sean mínimos. De igual forma, τ_ϕ será mínimo cuando el empuje dado por los motores 1 y 2 sean máximos y los generados por los motores 3 y 4 sean mínimos. Es decir, justo la situación opuesta. Según esto, los límites se pueden expresar como sigue:

$$\begin{aligned} \tau_{\phi,max} &= \frac{l}{\sqrt{2}}(2 \cdot 0.9T_{max} - 2 \cdot 0.1T_{max}) = 1.6 \frac{l}{\sqrt{2}} T_{max} \\ \tau_{\phi,min} &= \frac{l}{\sqrt{2}}(2 \cdot 0.1T_{max} - 2 \cdot 0.9T_{max}) = -1.6 \frac{l}{\sqrt{2}} T_{max} \end{aligned} \quad (3.29)$$

- Para el caso de la saturación del par de cabeceo, la expresión que relaciona el empuje de los motores con dicho par es:

$$\tau_\theta = \frac{l}{\sqrt{2}}((T_1 + T_4) - (T_2 + T_3)) \quad (3.30)$$

De forma análoga al caso anterior, se puede concluir que τ_θ será máximo cuando los motores 1 y 4 estén operando al máximo y los motores 2 y 3 al mínimo y que τ_θ será mínimo justo en la situación contraria.

$$\begin{aligned}\tau_{\theta,max} &= \frac{l}{\sqrt{2}}(2 \cdot 0.9T_{max} - 2 \cdot 0.1T_{max}) = 1.6 \frac{l}{\sqrt{2}}T_{max} \\ \tau_{\theta,min} &= \frac{l}{\sqrt{2}}(2 \cdot 0.1T_{max} - 2 \cdot 0.9T_{max}) = -1.6 \frac{l}{\sqrt{2}}T_{max}\end{aligned}\quad (3.31)$$

- Por último, la limitación del par de guiñada es un poco más compleja ya que al estar controlando el empuje de cada uno de los motores, es necesario acoplar el empuje de estos con el torque que se genera. La expresión que proporciona la relación entre el empuje y el par de guiñada es:

$$\tau_\psi = (T_1^R + T_3^R) - (T_2^R + T_4^R) \quad (3.32)$$

Ahora el límite superior se alcanzará cuando los motores 1 y 3 estén operando al máximo y los motores 2 y 4 al mínimo. El límite inferior será justo el caso opuesto.

Si recordamos la expresión del torque generado por los rotores ($T_i^R = k_d \omega_i^2$), se puede expresar los límites del par de guiñada como:

$$\begin{aligned}\tau_{\psi,max} &= 2 \cdot k_d \omega_{max}^2 - 2 \cdot d \omega_{min}^2 = 1.6 \frac{k_d}{k_t} T_{max} \\ \tau_{\psi,min} &= 2 \cdot d \omega_{min}^2 - 2 \cdot k_d \omega_{max}^2 = -1.6 \frac{k_d}{k_t} T_{max}\end{aligned}\quad (3.33)$$

Otra limitación que presenta el modelo se tiene en los ángulos máximos de cabeceo y balanceo que puede girar el UAV, ya que, a partir de ciertos valores, el equilibrio de fuerzas verticales no sería posible. Esta limitación aparece como consecuencia de que la dinámica vertical esté desacoplada del resto. Por lo tanto, despreciando las fuerzas de repulsión y la tensión del cable, el máximo ángulo de cabeceo y de balanceo admisible será aquel dado por el equilibrio entre el peso y el empuje máximo de los 4 rotores.

$$\begin{aligned}(T_1 + T_2 + T_3 + T_4) \cos \phi &= mg \\ (T_1 + T_2 + T_3 + T_4) \cos \theta &= mg\end{aligned}\quad (3.34)$$

$$\begin{aligned}\phi_{max} &= \arccos\left(\frac{mg}{4 \cdot (0.9T_{max})}\right) = 0.9944 \text{ rad} \\ \theta_{max} &= \arccos\left(\frac{mg}{4 \cdot (0.9T_{max})}\right) = 0.9944 \text{ rad}\end{aligned}\quad (3.35)$$

Se han ajustado los PIDs de los cuatro controladores de forma que los ángulos máximos no sobrepasen en ningún momento los valores anteriores.

Finalmente, realimentando adecuadamente cada bloque se obtiene el autopiloto. Nótese que se le ha pasado las referencias de posición y guiñada al bloque *Controlador* a partir de la función de MATLAB de nombre *Rreferencias*. En dicha función se ha definido también la trayectoria que seguirá el vehículo terrestre en el que se encuentra la plataforma desde donde despegará el UAV y donde aterrizará. Dicha plataforma también incluye un sistema formado por una polea accionada por un motor y su lógica de control correspondiente para mantener siempre en tensión el cable que une ambos vehículos. La función *Cable* será la que determine los ángulos α y β formados la fuerza de tensión del cable y el módulo que la misma, que como ya se explicó con anterioridad, se va a suponer constante. Por otra parte, la función *Evitación* se encargará de determinar la fuerza de repulsión que producen los obstáculos sobre el UAV. Como no ha sido posible trabajar con un sensor de verdad, se ha decidido incluir a mano las coordenadas de los posibles obstáculos, las cuales se introducen en la matriz *O*. Esta función está diseñada para que, en caso de no existir ningún obstáculo, el autopiloto siga siendo totalmente válido ya que solo habría que dejar la matriz *O* vacía.

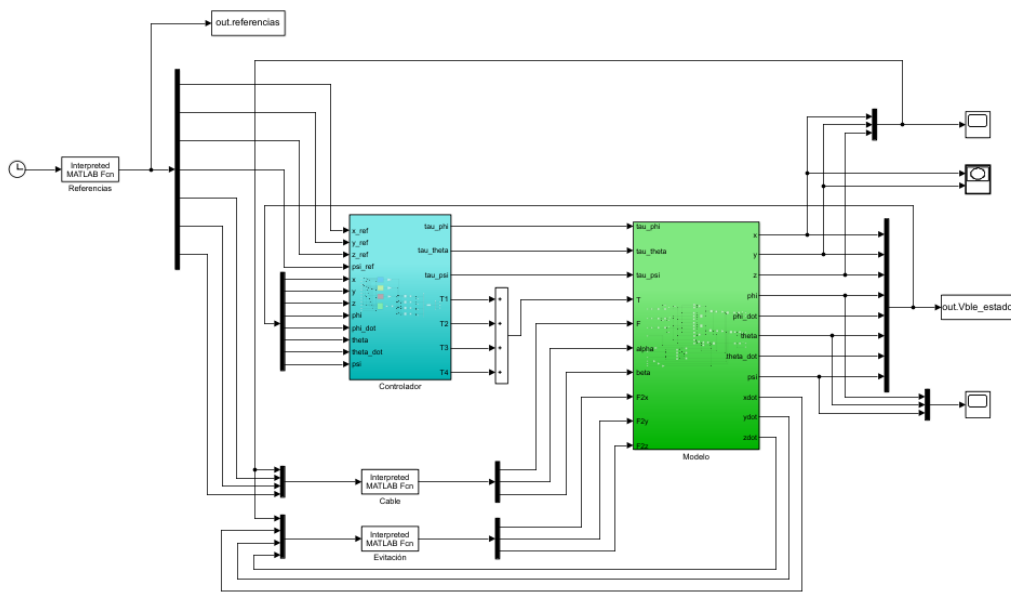


Figura 3.28 Arquitectura del autopiloto completo.

Por último, en la Figura 3.28 también aparecen dos bloques para pasar las variables al Workspace de Matlab. Se ha creado una función de nombre *Resultados* que será la encargada de leer dichas variables y graficarlas. Todas estas funciones están recogidas en el Apéndice C.

4 Resolución

Como la aplicación para la que se está diseñando este UAV es para la inspección de túneles, se ha creído más conveniente diseñar varias trayectorias de acuerdo a dicha aplicación. Cabe destacar que solo se van mostrar los resultados obtenidos con dichas trayectorias pero anteriormente se ha ido probando el autopiloto con otras trayectorias más básicas hasta tener los controladores totalmente sintonizados. En primer lugar, se ha realizado un estudio acerca de las secciones típicas de los túneles tanto de carreteras como de ferrocarriles y peatonales. A continuación se muestra cada uno de los casos.

4.1 Túnel peatonal

Después de realizar una búsqueda de las secciones de este tipo de túneles se ha decidido usar como sección geométrica tipo la que se muestra en la siguiente figura. A partir de esta sección se han diseñado tres trayectorias posibles para este túnel con el fin de demostrar que el UAV es capaz de seguir una trayectoria con una cierta pendiente y con un tramo curvo. Para este primer túnel, solo será necesaria una pasada de inspección ya que la cámara del UAV cubre toda la anchura del túnel.

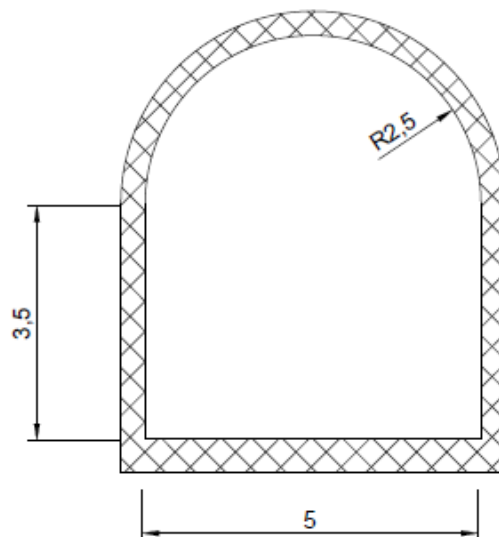


Figura 4.1 Sección de túnel peatonal. Fuente: elaboración propia.

4.1.1 1ª Trayectoria

En el primero de los casos, se ha supuesto que el UAV tiene que inspeccionar un túnel peatonal de 100 m de longitud. Como ya se ha indicado anteriormente, al tener el túnel solo 5 m de ancho se puede posicionar la cámara de tal manera que barra todo el ancho del túnel ya que su huella es de $588 \times 392 \text{ mm}$. Otro de los parámetros de la cámara que afectan a la hora de diseñar la trayectoria es la distancia a la que debe mantenerse respecto de la pared, que es de 1 m. Por lo tanto, la pasada de inspección se va a realizar por el centro del túnel y a 5 m de altura.

Esta trayectoria va a contar con varios segmentos de vuelo. El primero, como es obvio, será el despegue, que se realizará a una velocidad de 1 m/s con el GV fijo en una determinada posición. Cuando el UAV alcance los 5 m de altura comenzará la pasada de inspección, para la cual se ha supuesto que se realizará en la dirección del eje x_b y a una velocidad de 0.5 m/s. Tras llegar al final del túnel, el UAV descenderá hasta aterrizar sobre el GV, el cual va a seguir la misma trayectoria que el UAV solo que en tierra, es decir, se mantendrá siempre debajo del UAV. La velocidad con la que se realiza el descenso es de igual a la del despegue, 1 m/s.

Es necesario volver a mencionar que durante todo el vuelo, el GV se ha encargado de mantener el cable con una tensión determinada, aunque no se ha implementado ya que se escapa de los límites del presente trabajo. El hecho de que el GV vaya tirando del cable facilita en gran medida el aterrizaje.

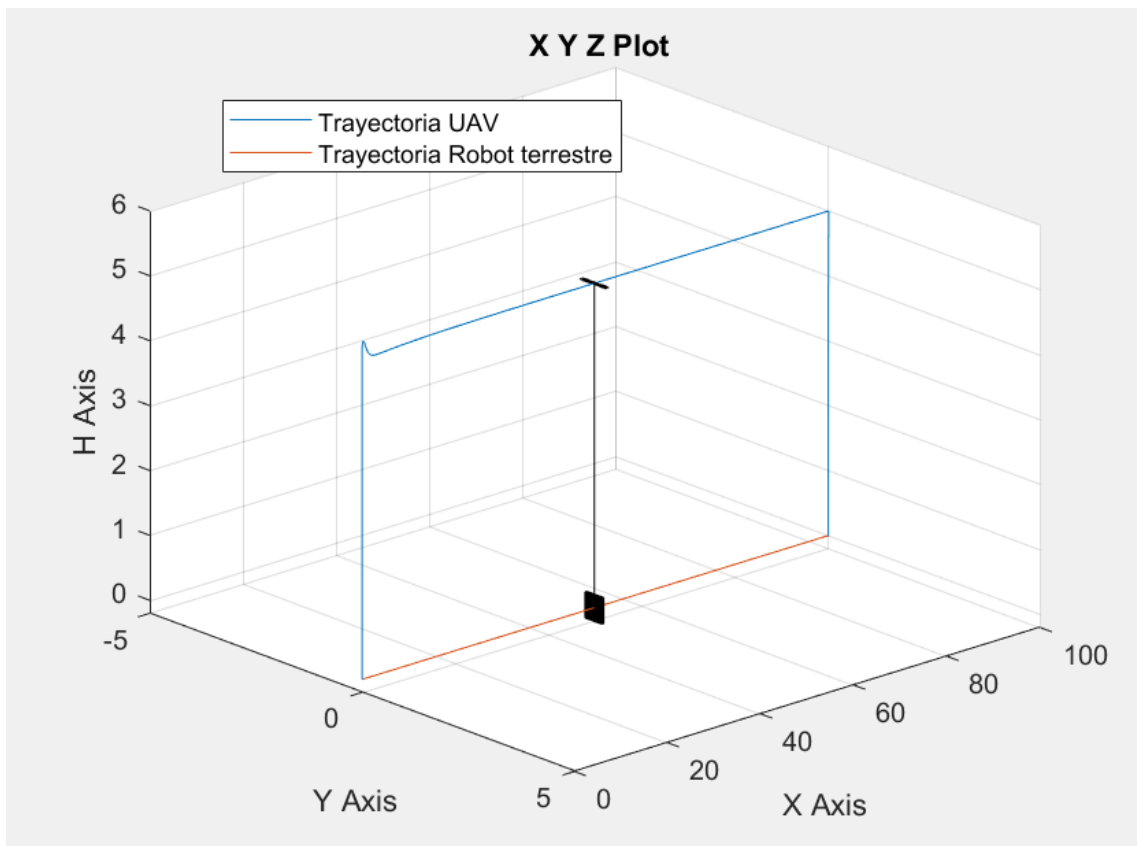


Figura 4.2 Resultado de la implementación de la primera trayectoria.

Se puede apreciar que tras el despegue aparece una sobreoscilación, sin embargo esta sobreoscilación es solo de un 4 %, por lo que es totalmente válida.

A continuación se muestra la variación de las distintas variables del sistema durante la simulación.

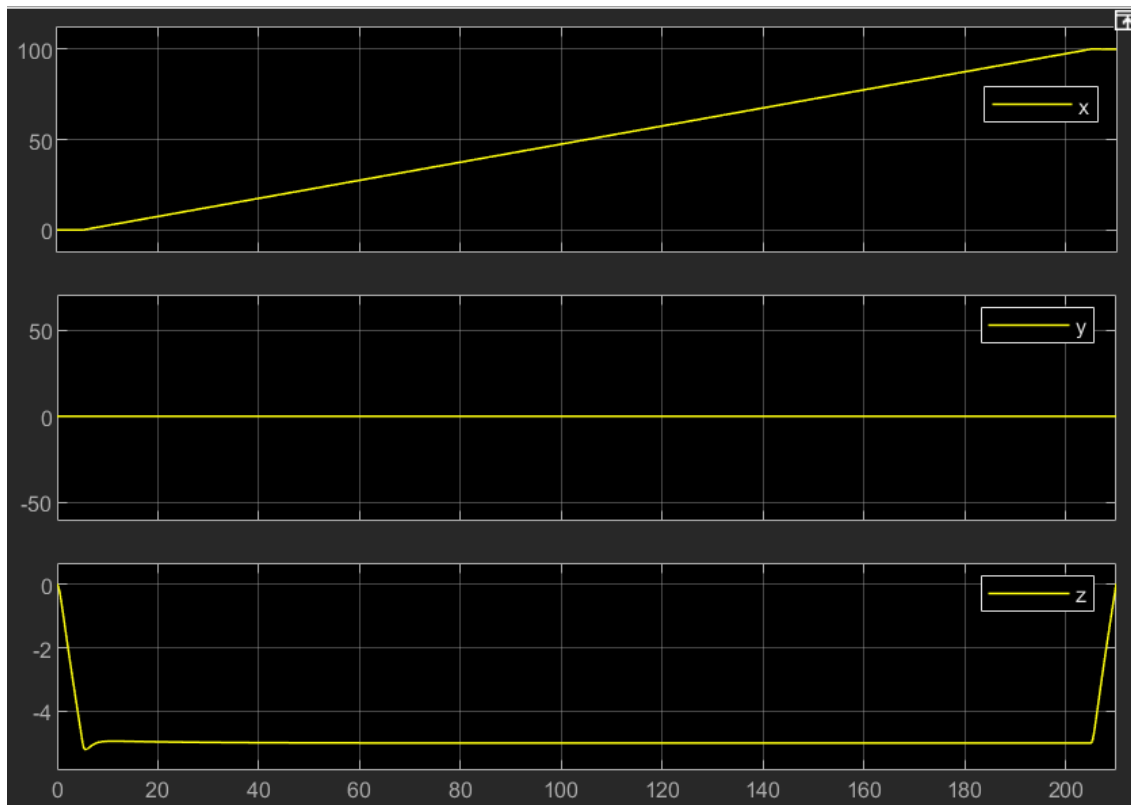


Figura 4.3 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

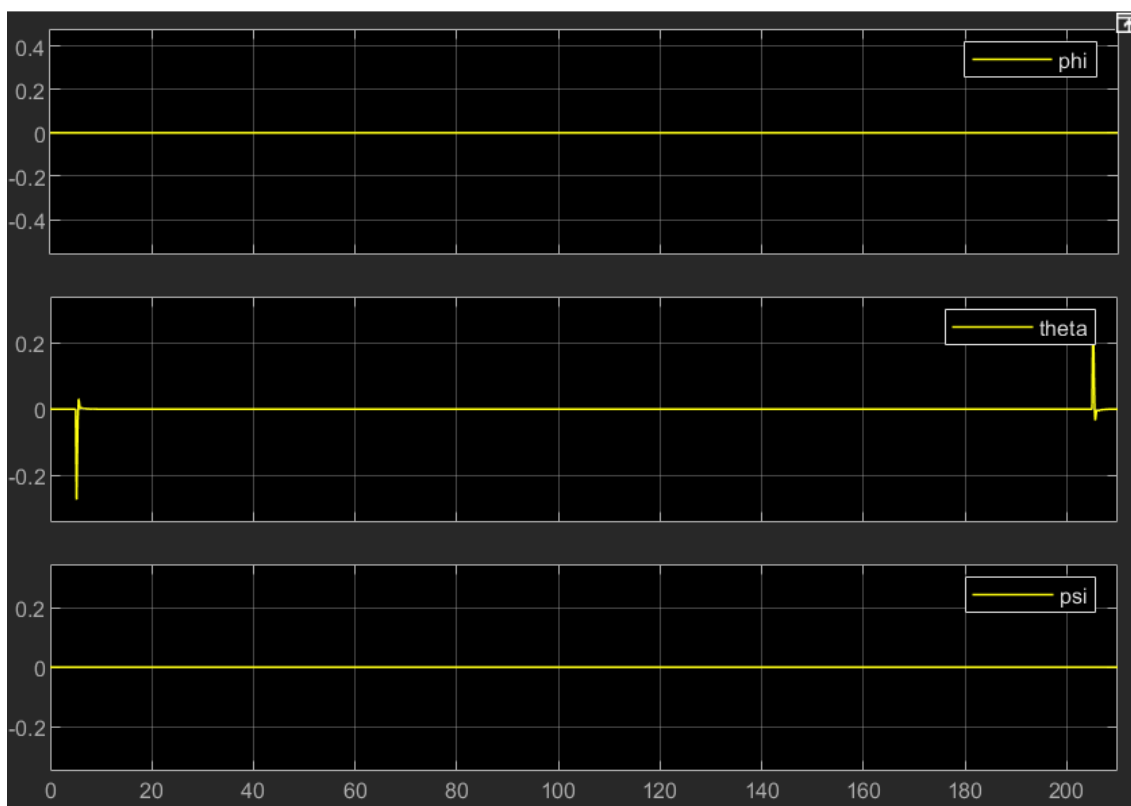


Figura 4.4 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

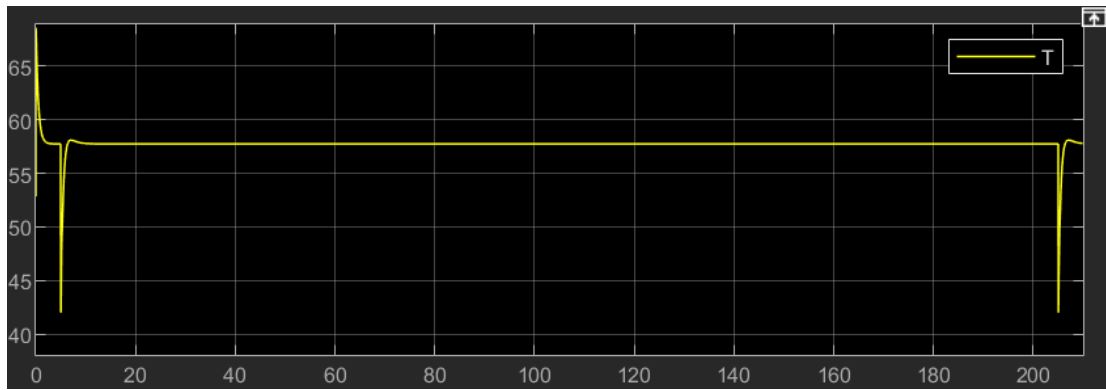


Figura 4.5 Evolución del empuje suministrado por los motores del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

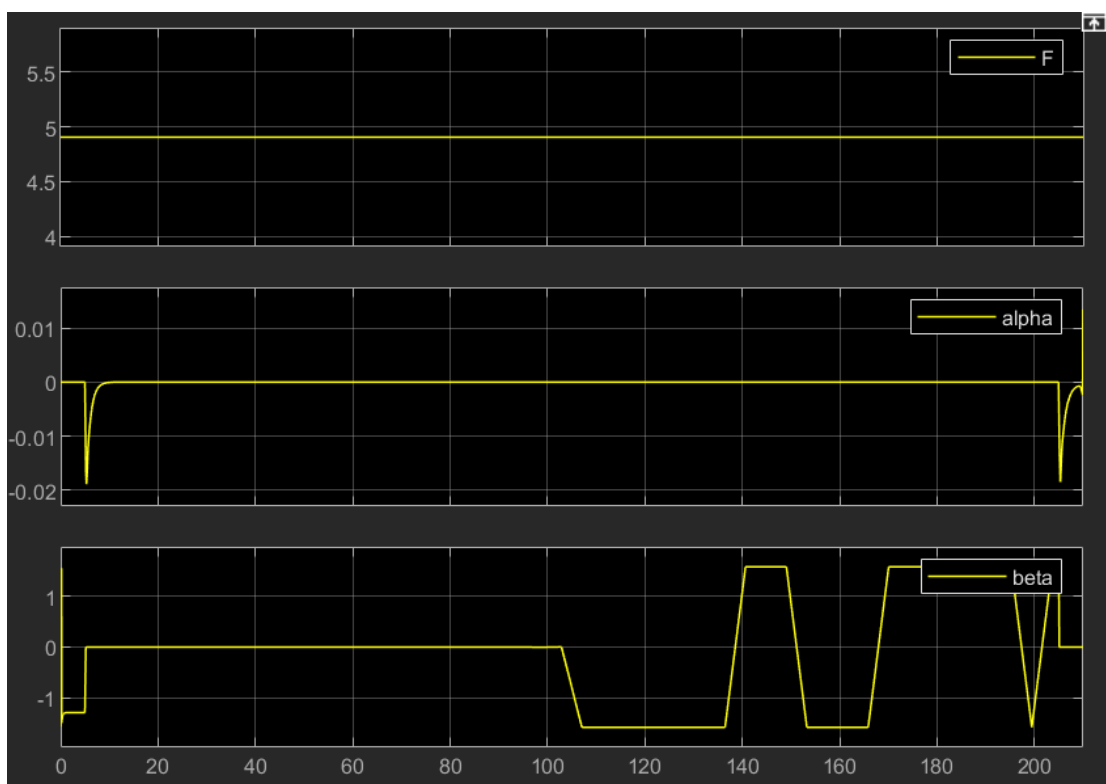


Figura 4.6 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la primera trayectoria.

4.1.2 2ª Trayectoria

Tras la correcta operación del autopiloto en la primera de las trayectorias. El siguiente caso a probar es similar pero incluyendo una pendiente del 15 % de subida hasta la mitad del túnel (50 m) y después una bajada también con la misma pendiente, hasta llegar a los 100 m que tiene el túnel de longitud.

De forma análoga al caso anterior, primero se realiza el despegue con el GV estático y tras llegar a los 5 m de altura se inicia la inspección. La velocidad de avance en el eje x será de 0.5 m/s, pero ahora también irá ascendiendo durante los primeros 50 primeros metros hasta alcanzar una altura de 12.5 m. Llegado a este punto la pendiente del túnel será negativa, por lo que el UAV seguirá avanzando con la misma velocidad, pero descenderá hasta los 5 m.

Por su parte, el GV seguirá una trayectoria similar. Cuando el UAV haya despegado, el GV también comenzará a avanzar, pero este lo hará por el suelo. Al igual que el UAV, la velocidad de avance del GV será de 0.1 m/s durante toda la inspección, subiendo en el primer tramos hasta los 7.5 m y después descendiendo hasta los 0 m.

Cabe destacar que la pendiente que se ha elegido para este caso es bastante elevada. Sin embargo, así se podrá afirmar que el diseño realizado cumple con las expectativas y es válido para todo tipo de situaciones.

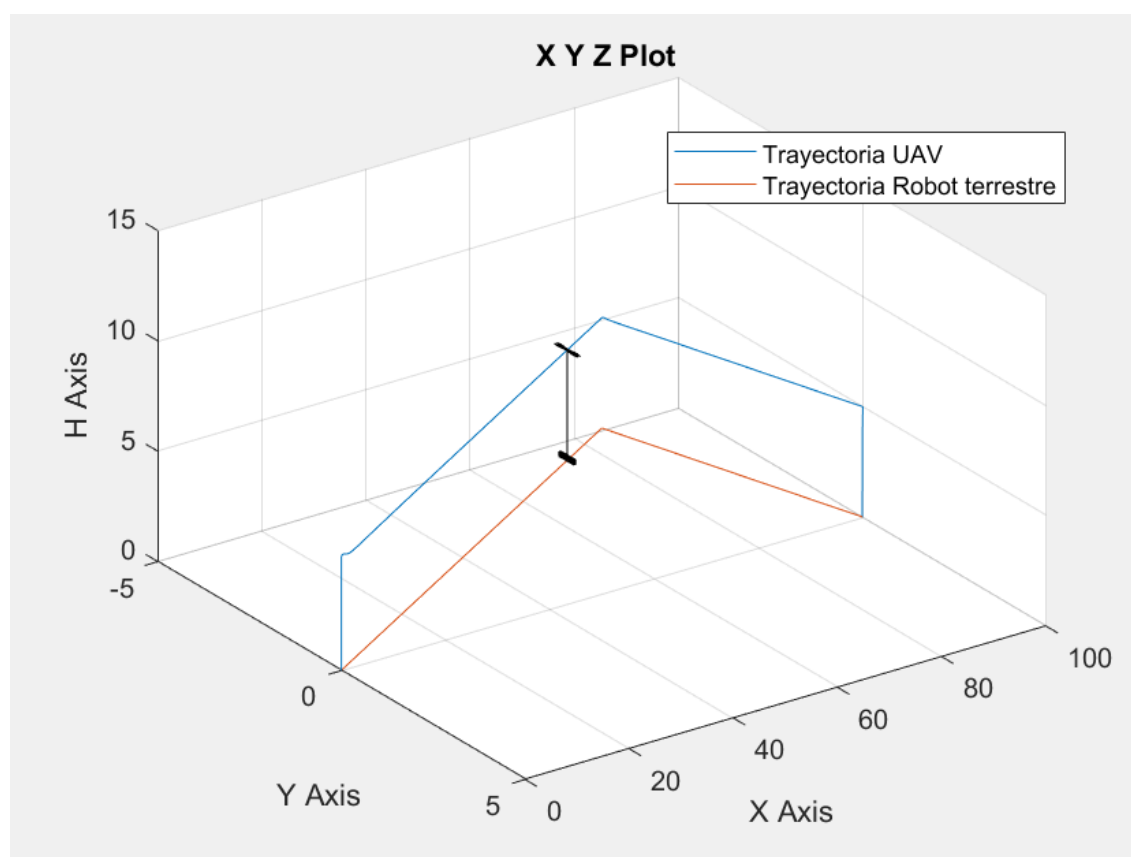


Figura 4.7 Resultado de la implementación de la segunda trayectoria.

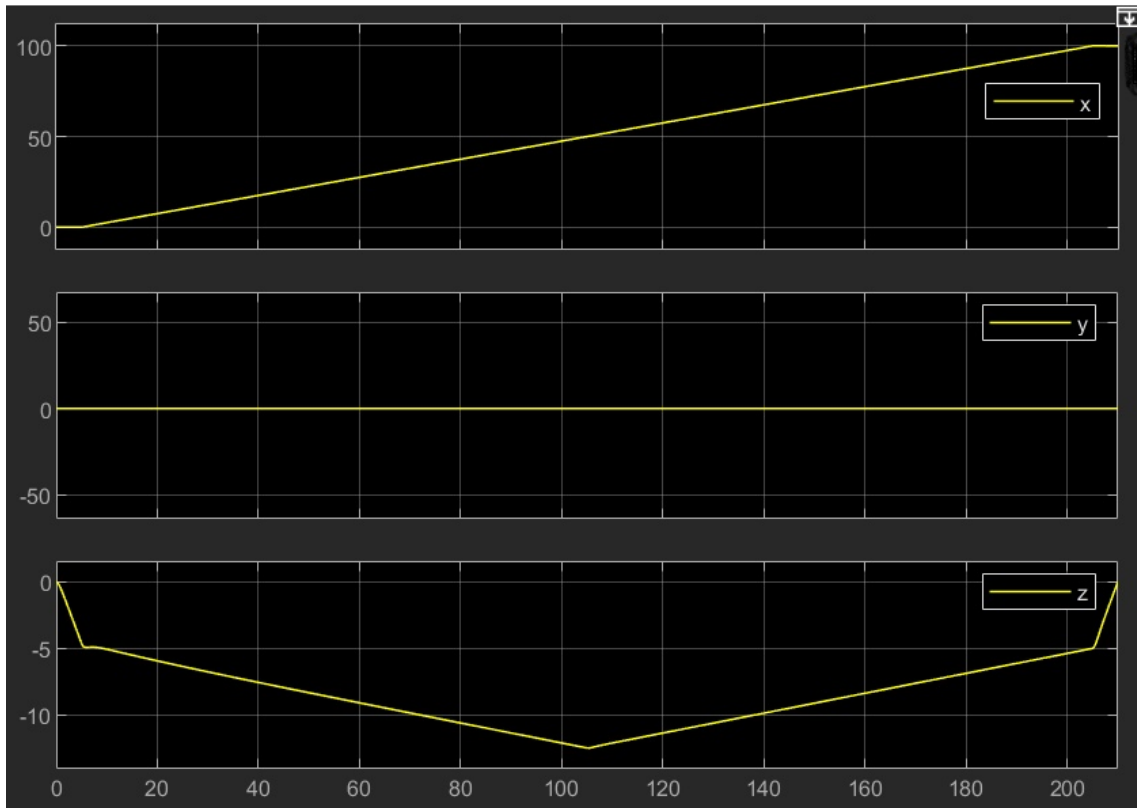


Figura 4.8 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria.

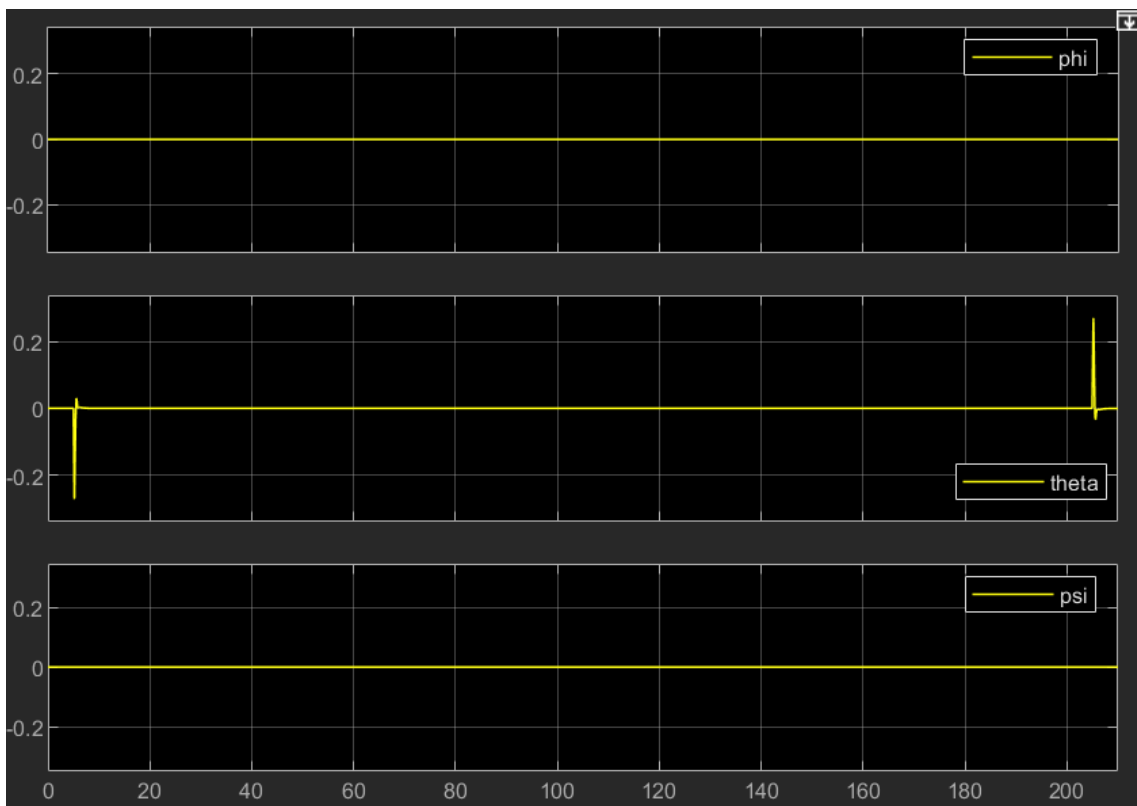


Figura 4.9 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria.

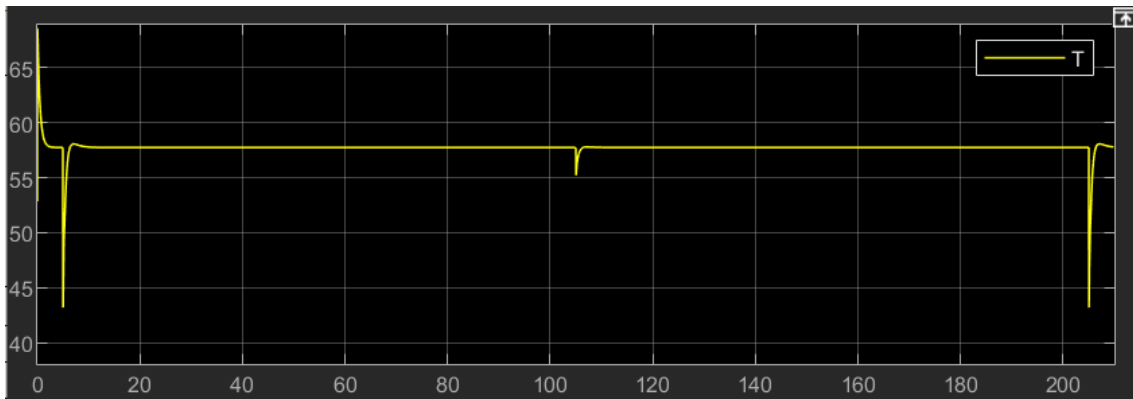


Figura 4.10 Evolución del empuje suministrado por los motores del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria.

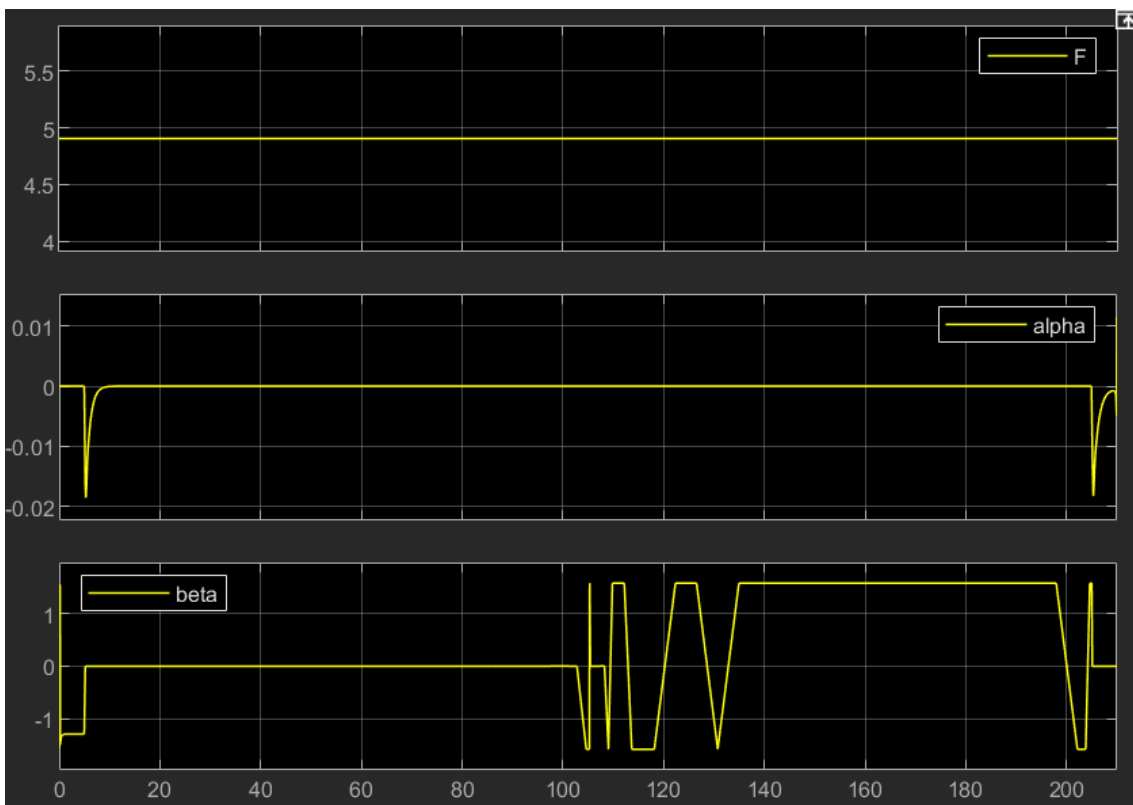


Figura 4.11 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la segunda trayectoria.

4.1.3 3ª Trayectoria

El siguiente paso será implementar una trayectoria curva con el fin de validar el correcto funcionamiento del diseño del autopiloto en cada uno de los ejes. En esta trayectoria, en el despegue el UAV no solo asciende, sino que también se desplaza 5 m en la dirección del eje x para que el UAV no esté todo el tiempo sobre el GV. Una vez que ha llegado a los 5 m de altura comienza a recorrer el túnel, el cual presenta una curva modelada como un cuarto de circunferencia de 25 m de radio. Como el UAV va a estar desfasado respecto del GV, el cuarto de circunferencia que recorrerá el UAV tendrá un radio menor, concretamente de 20 m, mientras que el GV sí que recorre el cuarto de circunferencia de 25 m de radio. La velocidad angular con la que ambos recorren sus respectivas curvas es de $\omega = 0.0157 \text{ rad/s}$, por lo que la velocidad con la que el UAV avanza sobre la curva, tangente a la misma es de $V = 0.314 \text{ m/s}$.

Una vez que se ha llegado al final de la curva, el UAV seguirá teniendo un cierto offset respecto del GV, por lo que a la hora de aterrizar tendrá que descender y desplazarse en el eje y hasta posarse sobre la plataforma del GV.

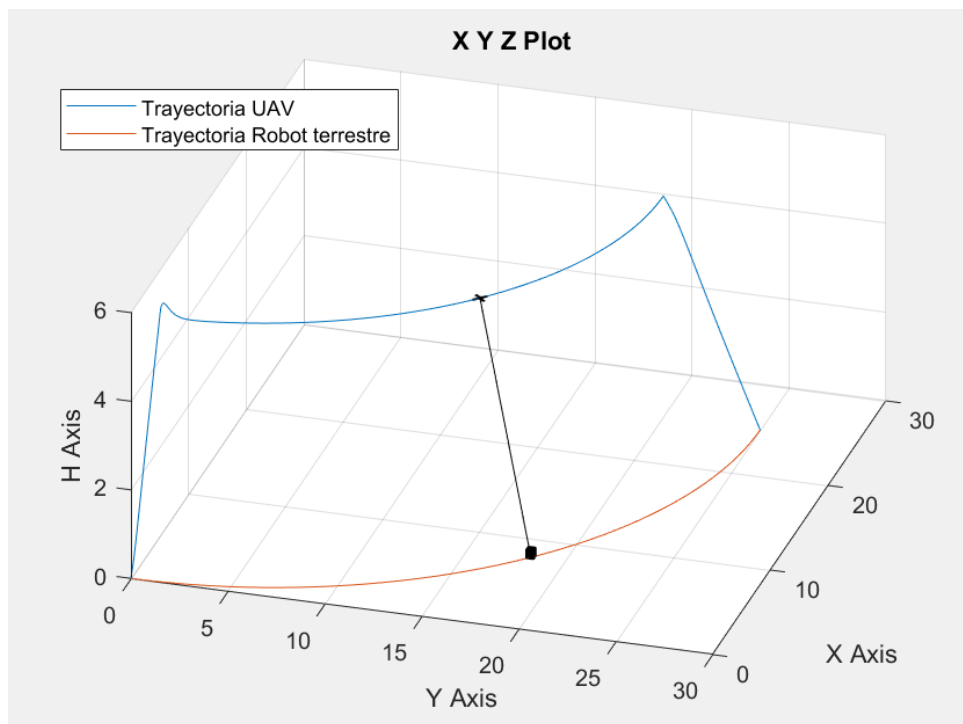


Figura 4.12 Resultado de la implementación de la tercera trayectoria.

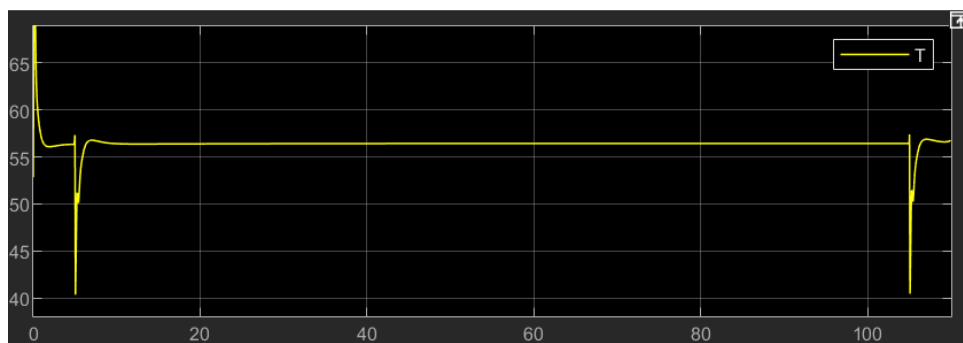


Figura 4.13 Evolución del empuje suministrado por los motores del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria.

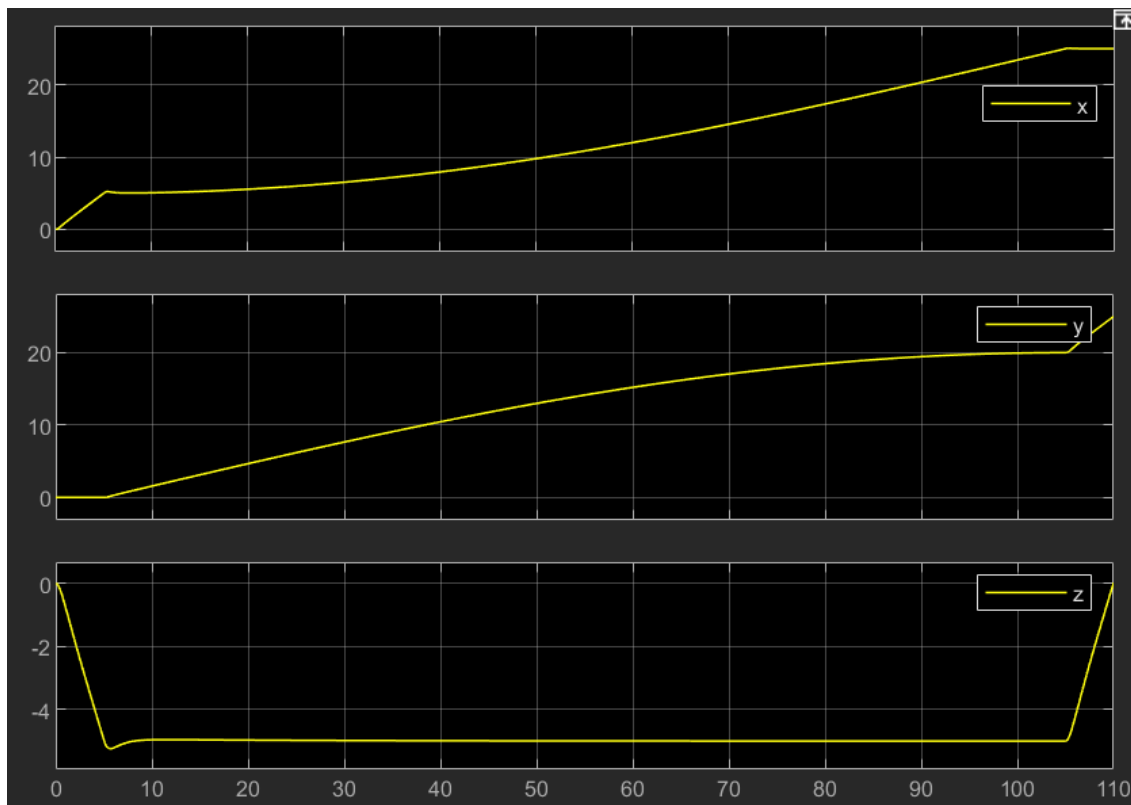


Figura 4.14 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria.

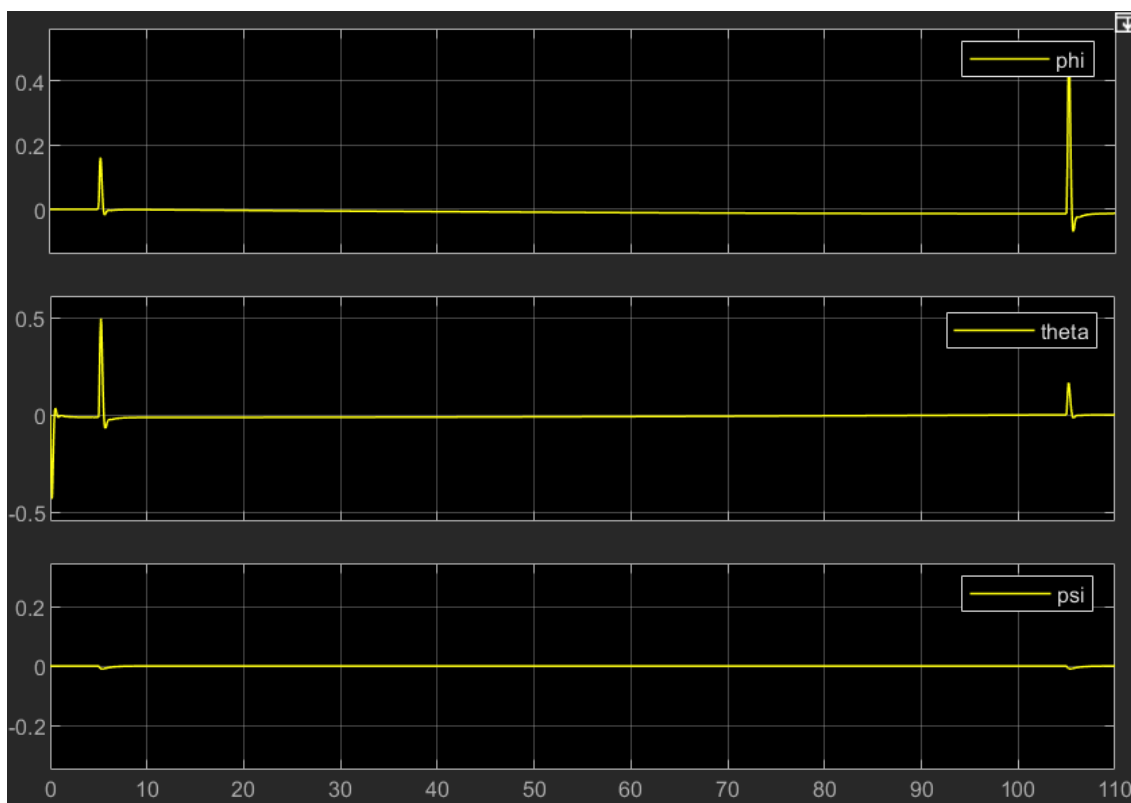


Figura 4.15 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria.

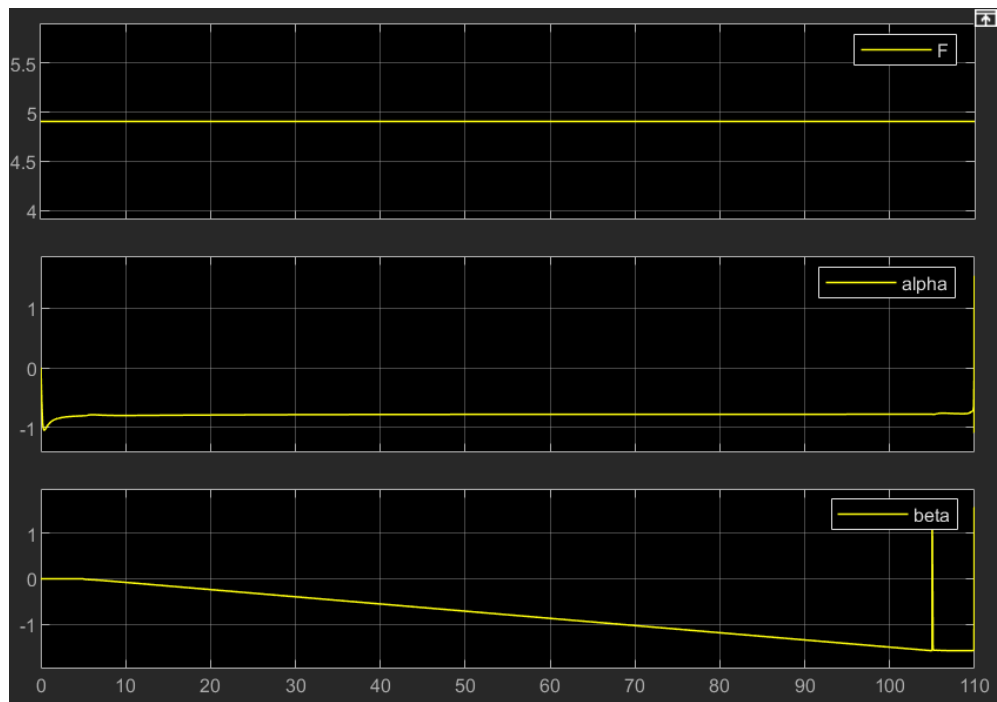


Figura 4.16 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la tercera trayectoria.

Por último, se va a volver a repetir esta misma trayectoria pero ahora el UAV también irá girando sobre el eje z , realizando un movimiento de guiñada. La velocidad con la que el UAV gira sobre su propio eje se ha fijado en $\dot{\psi} = 0.00628 \text{ rad/s}$. Para hacerlo un poco diferente del caso sin guiñada, se ha realizado por una parte el despegue y el aterrizaje y por otra el offset.

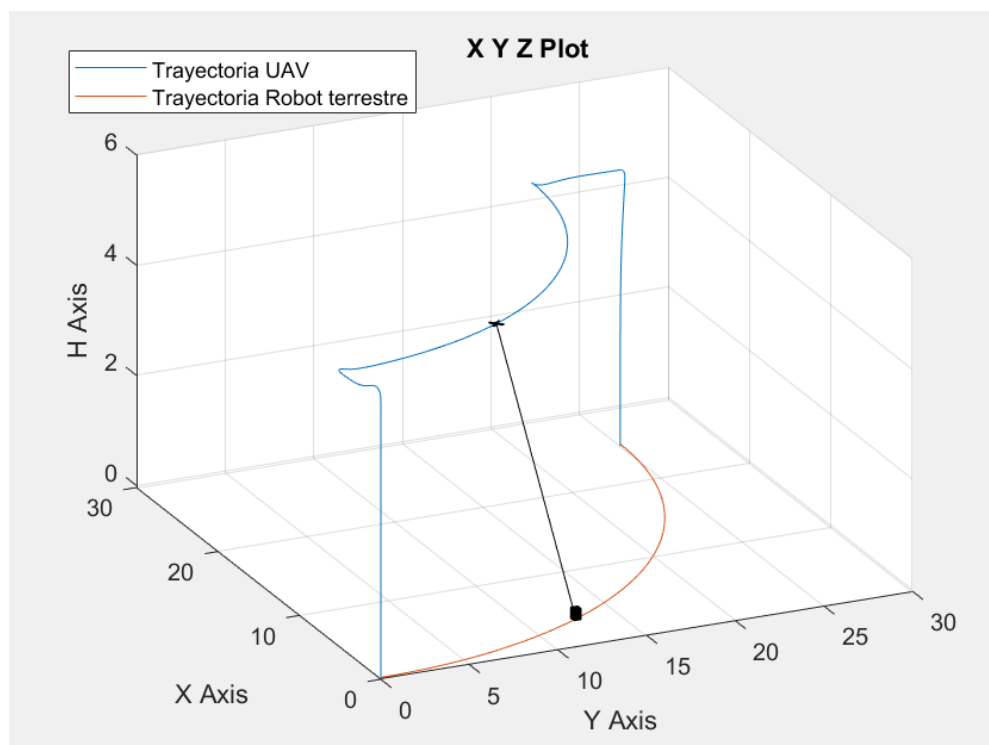


Figura 4.17 Resultado de la implementación de la tercera trayectoria modificada.

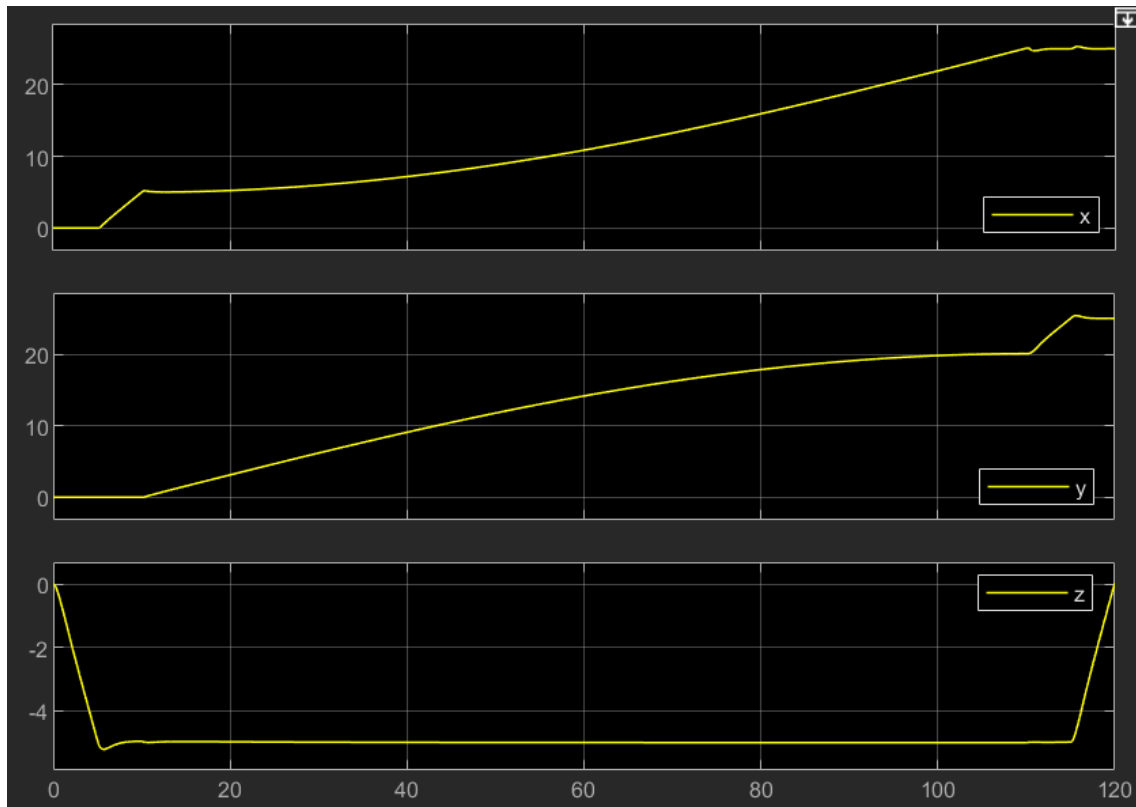


Figura 4.18 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada.

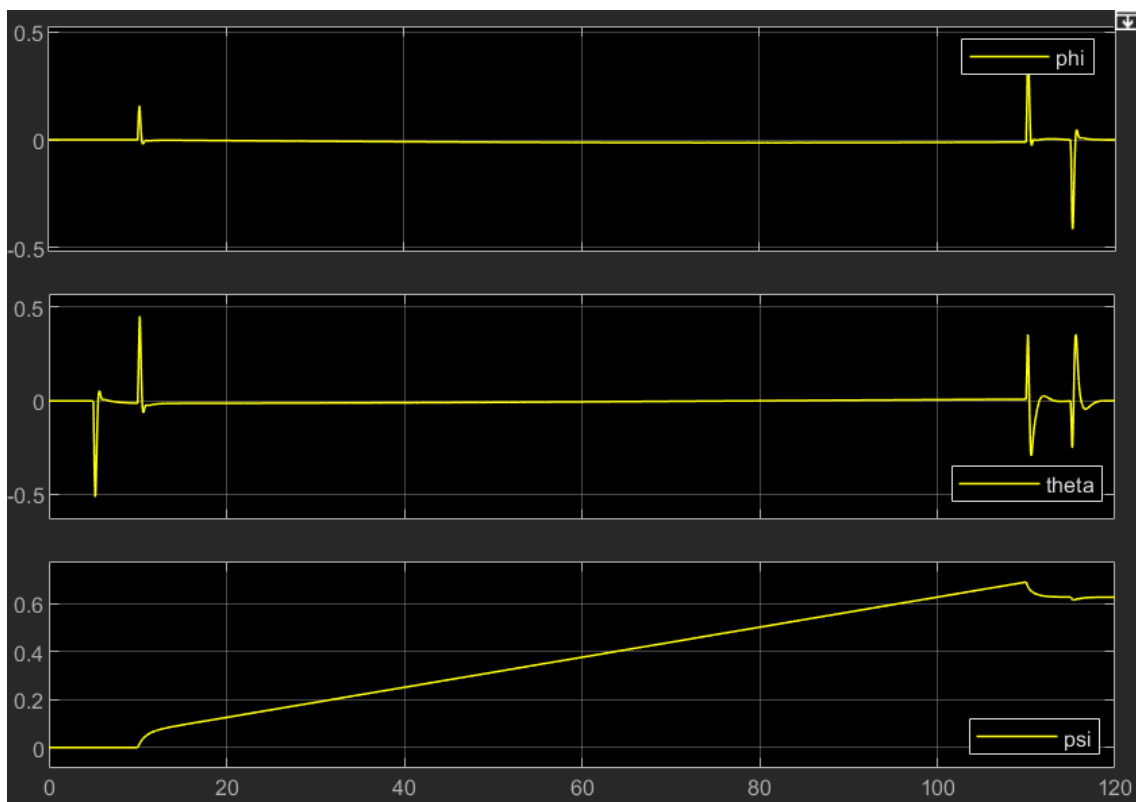


Figura 4.19 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada.

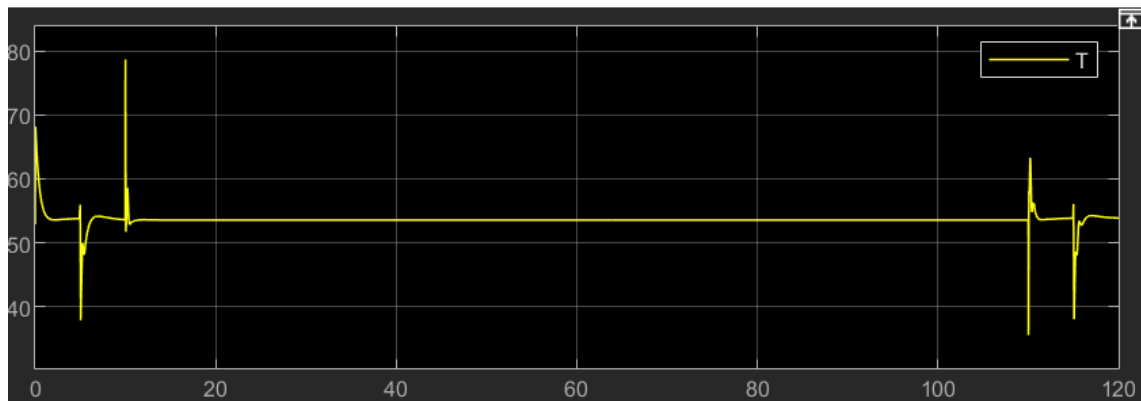


Figura 4.20 Evolución del empuje suministrado por los motores del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada.

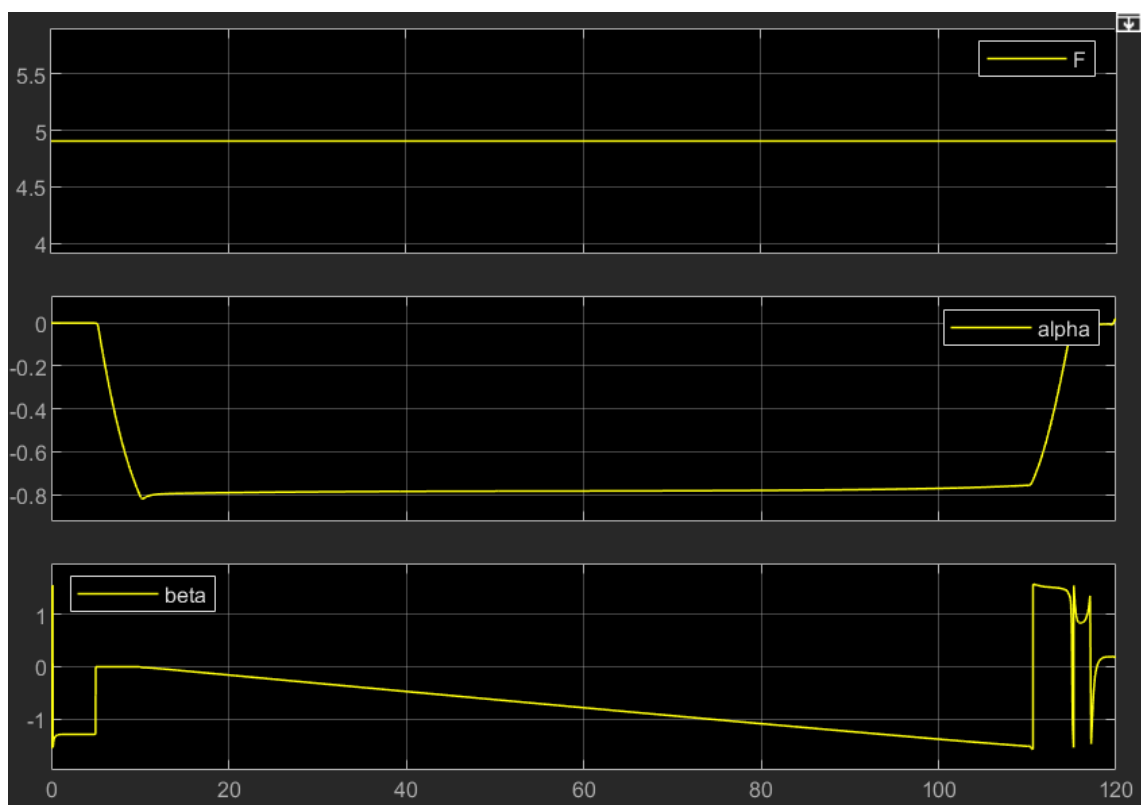


Figura 4.21 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada.

4.1.4 4ª Trayectoria

Para finalizar con las trayectorias para este túnel, se ha diseñado una en la que el GV va a permanecer en una posición fija durante todo el vuelo del UAV. En este caso, el UAV despegue de forma vertical, pero tras alcanzar una altitud de un metro, al mismo tiempo que asciende comienza a desplazarse hacia el punto donde se inicia la inspección. Tras llegar a este punto realiza un avance similar al de la primera trayectoria pero al llegar al final, como el GV no se encuentra justo debajo, ahora tendrá que volver hasta situarse justo encima de él. Esta aproximación la realiza al mismo tiempo que desciende y finalizará cuando el UAV se encuentre sobrevolando el GV a un metro de altura, instante en el que se realizará el aterrizaje.

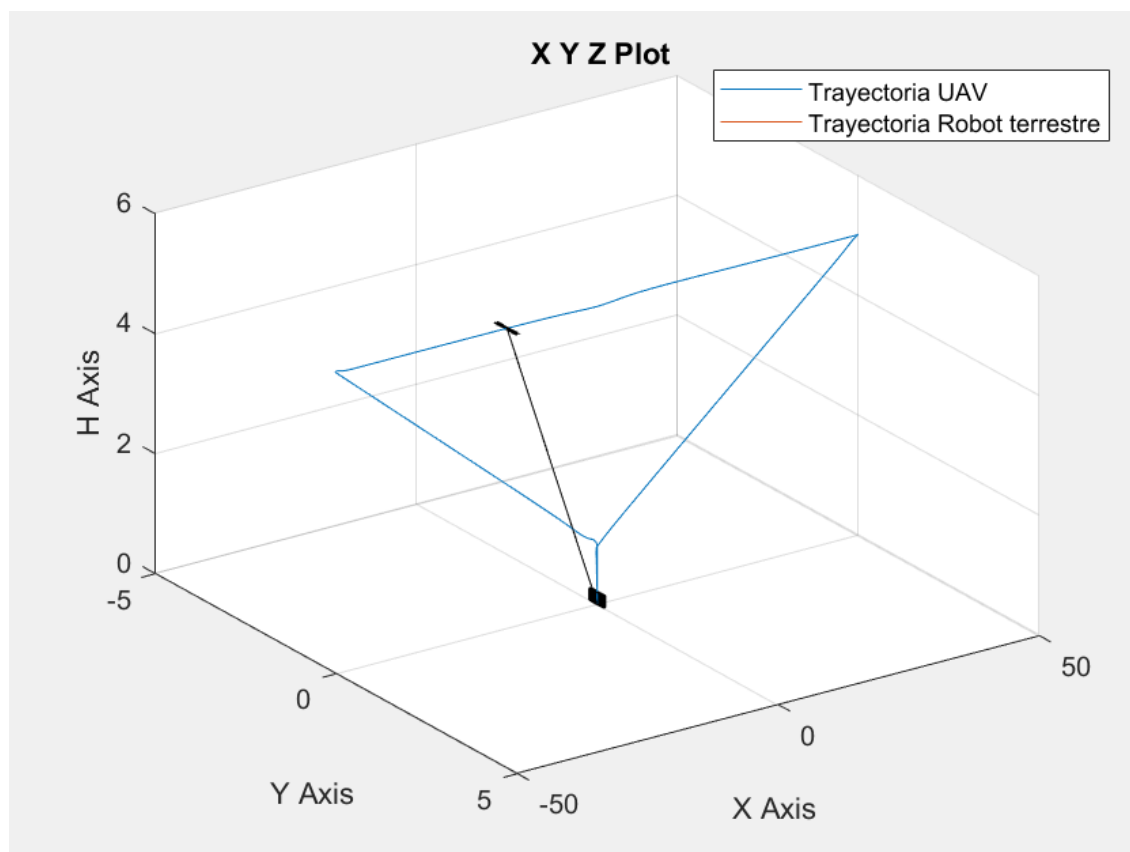


Figura 4.22 Resultado de la implementación de la cuarta trayectoria.

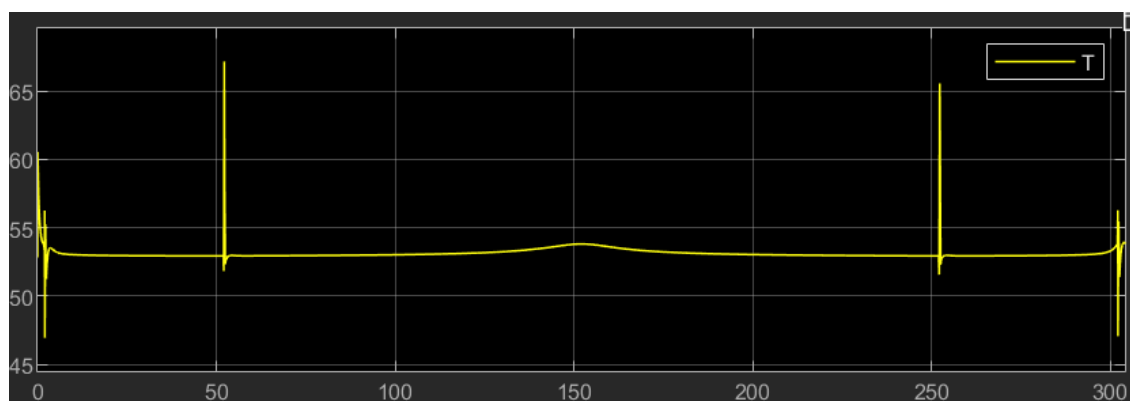


Figura 4.23 Evolución del empuje suministrado por los motores del UAV en función del tiempo para la cuarta trayectoria.

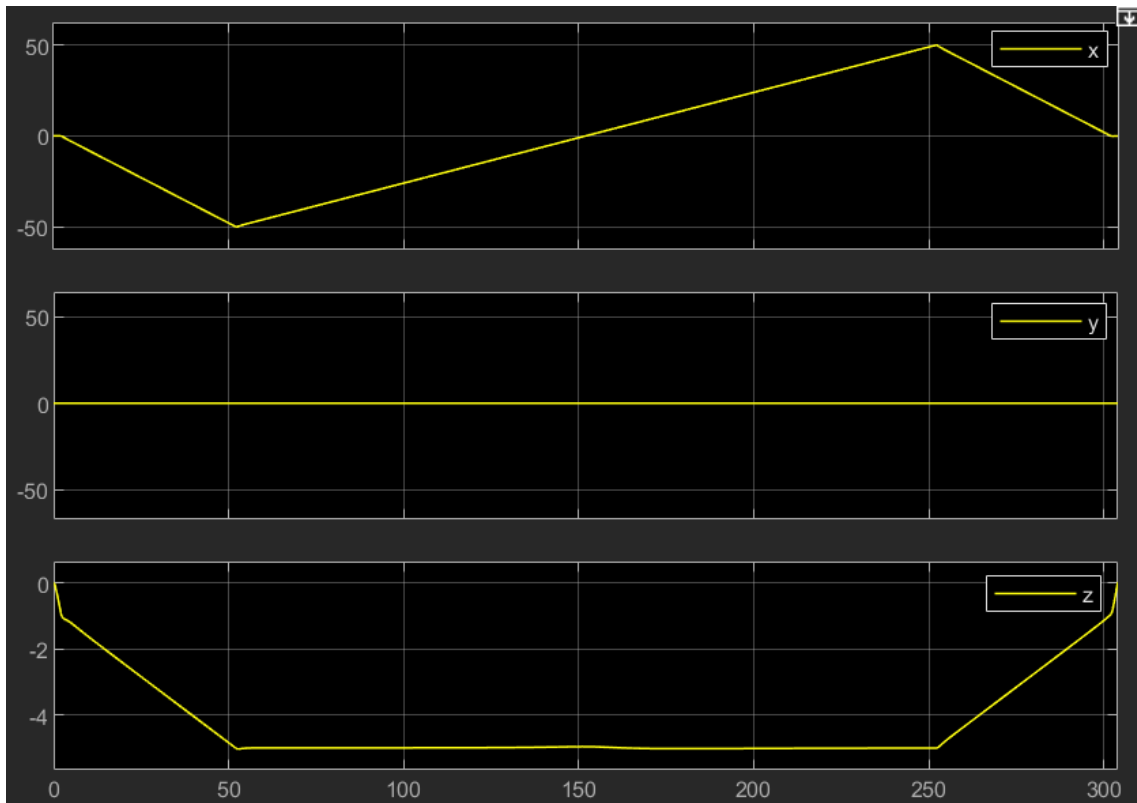


Figura 4.24 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la cuarta trayectoria.

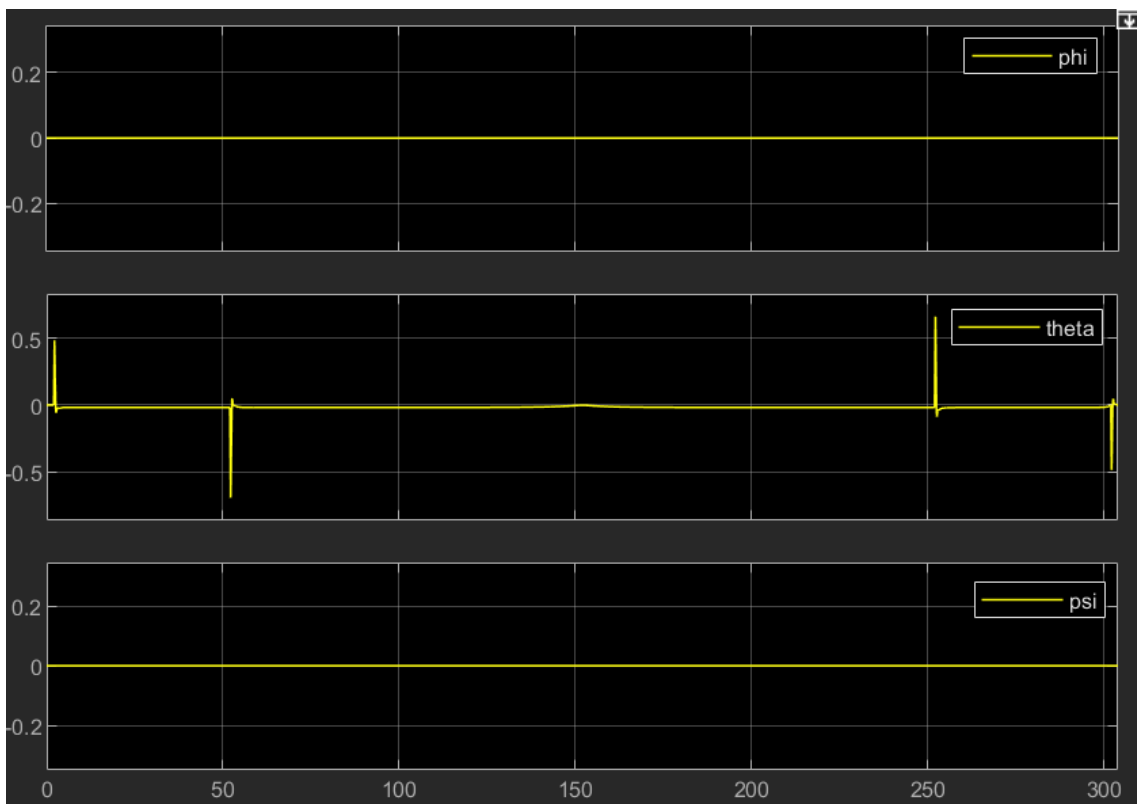


Figura 4.25 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la cuarta trayectoria.

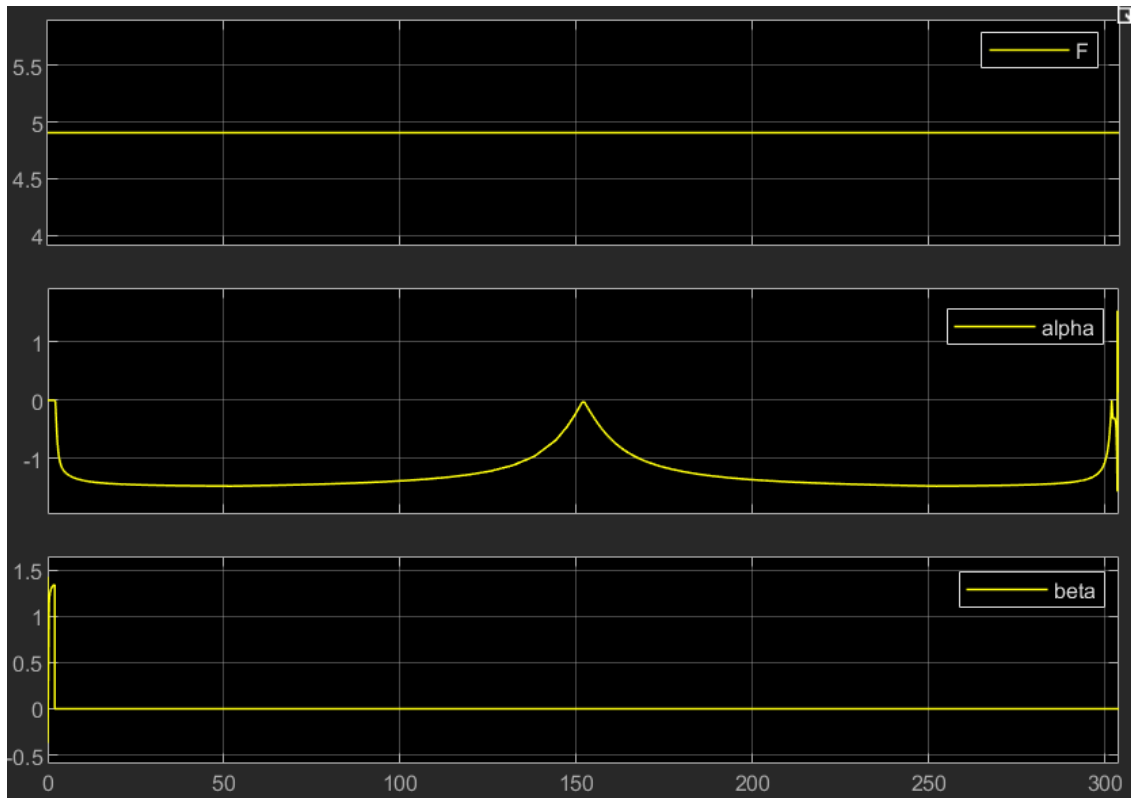


Figura 4.26 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la cuarta trayectoria.

4.2 Túnel de carretera

Tras acabar con el primero de los túneles, se va a analizar a continuación las trayectorias para túneles de carretera. Para este tipo de túneles se han encontrado dos diseños predominantes, como son los túneles de dos carriles en el mismo sentido y los de cuatro carriles, con dos carriles en cada uno de los sentidos. En ambos casos, para el diseño presentado en las Figuras 4.27 y 4.34, se ha cumplido las restricciones de dimensiones y de altura del gálibo impuestas en la normativa [7].

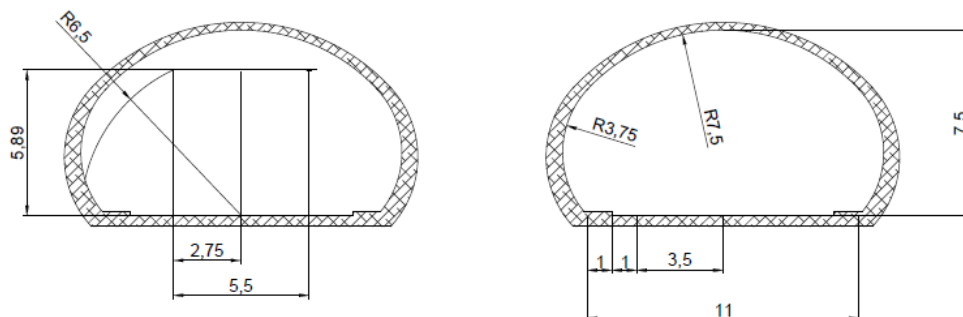


Figura 4.27 Dimensiones del túnel y trayectoria. Fuente: elaboración propia.

4.2.1 1ª Trayectoria

Primero se va a analizar el caso de dos carriles, el cual está representado en la Figura 4.27. Se ha supuesto que dicho túnel tendrá una longitud de 100 m de largo. Como la huella de la cámara es de $588 \times 392\text{ mm}$ se ha considerado que la cámara se va a posicionar de tal manera que barra la mayor anchura posible al avanzar, por lo tanto, la distancia entre dos pasadas continuas se va a establecer en 5.5 m para evitar errores. Otra suposición que se ha realizado es que el GV se también se va a desplazar bajo el UAV a lo largo del túnel. Dado que el radio de giro del vehículo es mayor que el del UAV, se ha establecido una trayectoria distinta para cada una de las dos plataformas.

En primer lugar se tiene un tramo de despegue hasta una altitud de 5.89 m , que durará 5 segundos. Esta subida se realizará con el GV parado y el UAV fijo en el plano xy .

Una vez que se ha alcanzado dicha altitud comienza la pasada de inspección, que constará de un tramo de ida, un giro y un tramo de vuelta. En la ida tanto el UAV como el GV se avanzan hacia delante (eje x) a una velocidad de 0.5 m/s , con la única diferencia de que el UAV lo realiza a 6.89 metros de altitud mientras que el GV está en tierra. Cuando ambos llegan al final del túnel comienza el giro. Se ha establecido para el UAV un radio de giro de 2.75 m , es decir, la mitad de la distancia entre dos pasadas consecutivas, y para el GV un radio de giro de 4.5 m . Como es evidente, el UAV solo tendrá que recorrer π radianes de esta circunferencia de giro, a diferencia del GV que tendrá que recorrer un ángulo de $\pi + 2 \cdot \arccos\left(\frac{R_{UAV}}{R_{GV}}\right)$. La velocidad de giro con la que ambos recorren la circunferencia está ajustada para que ambos lleguen al final al mismo tiempo. Finalmente, la vuelta se realiza igual que la ida, a una velocidad de 0.5 m/s .

Tras finalizar la inspección, el UAV aterriza sobre el GV con una velocidad de descenso de 1.178 m/s .

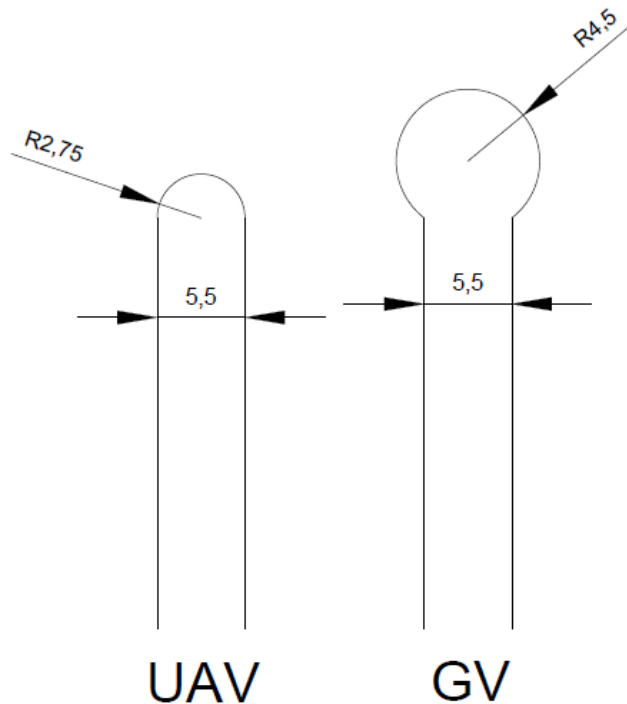


Figura 4.28 Esquema de la trayectoria seguida durante la inspección del túnel de carretera con dos carriles.
Fuente: elaboración propia.

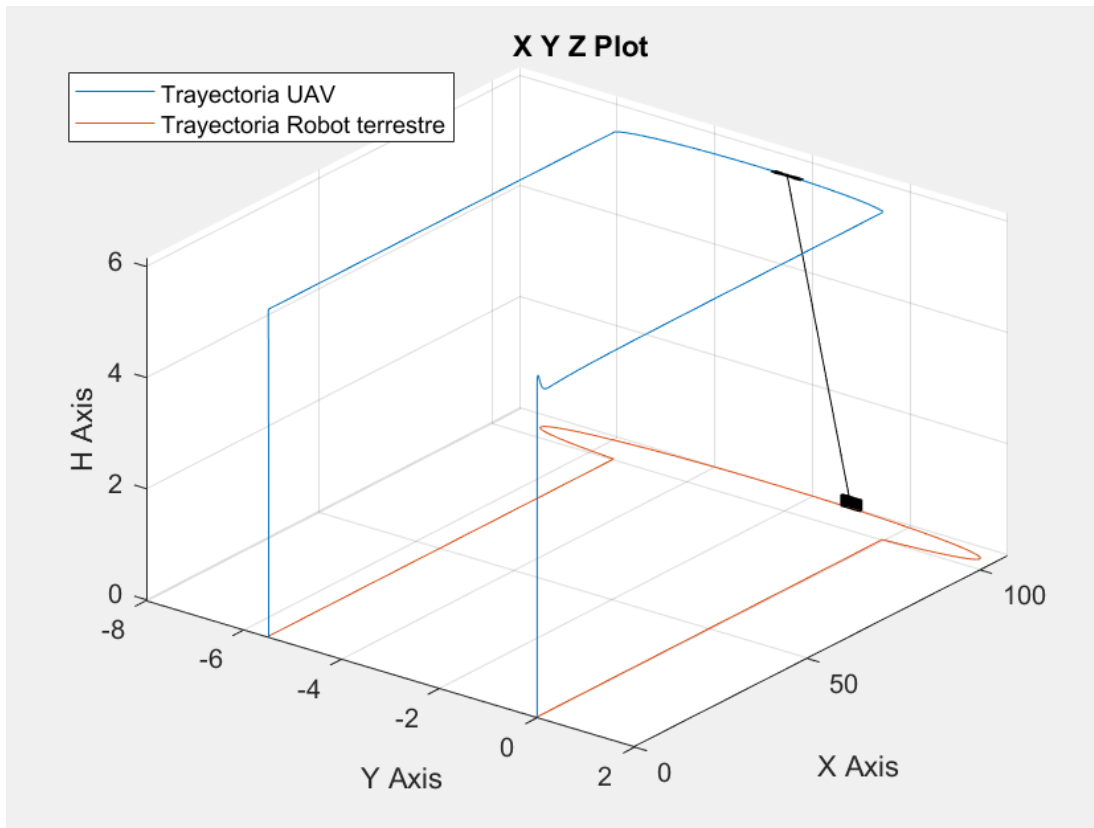


Figura 4.29 Resultado de la implementación de la primera trayectoria.

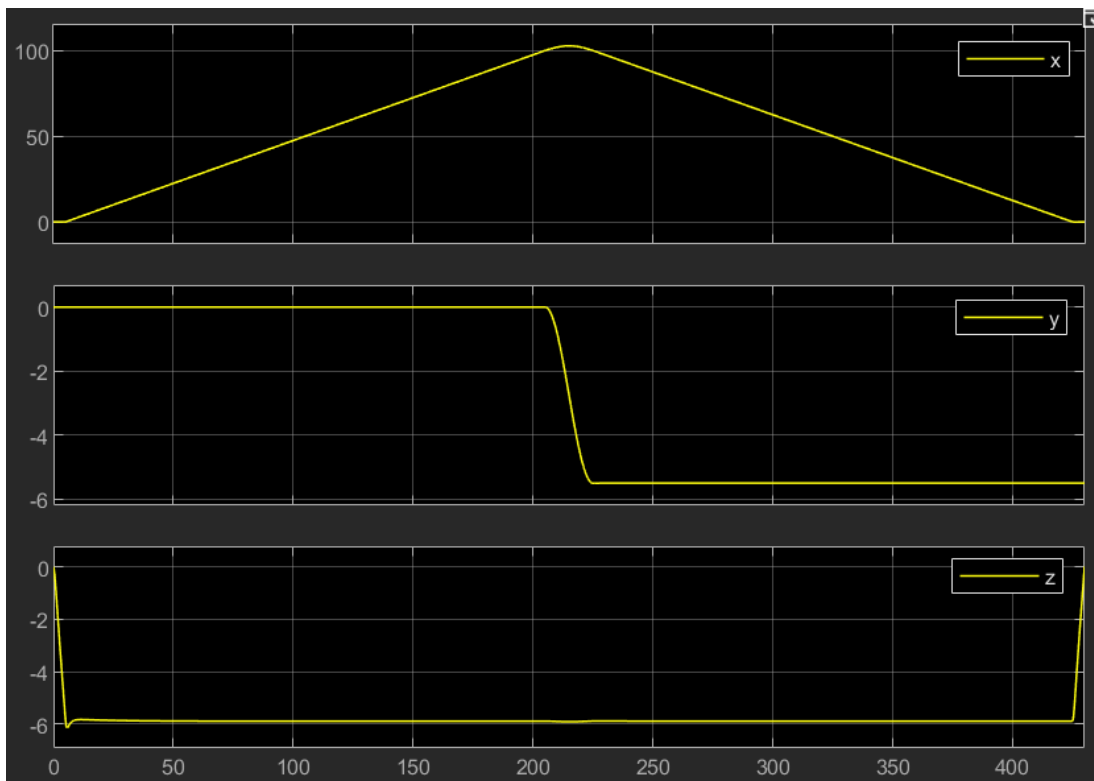


Figura 4.30 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

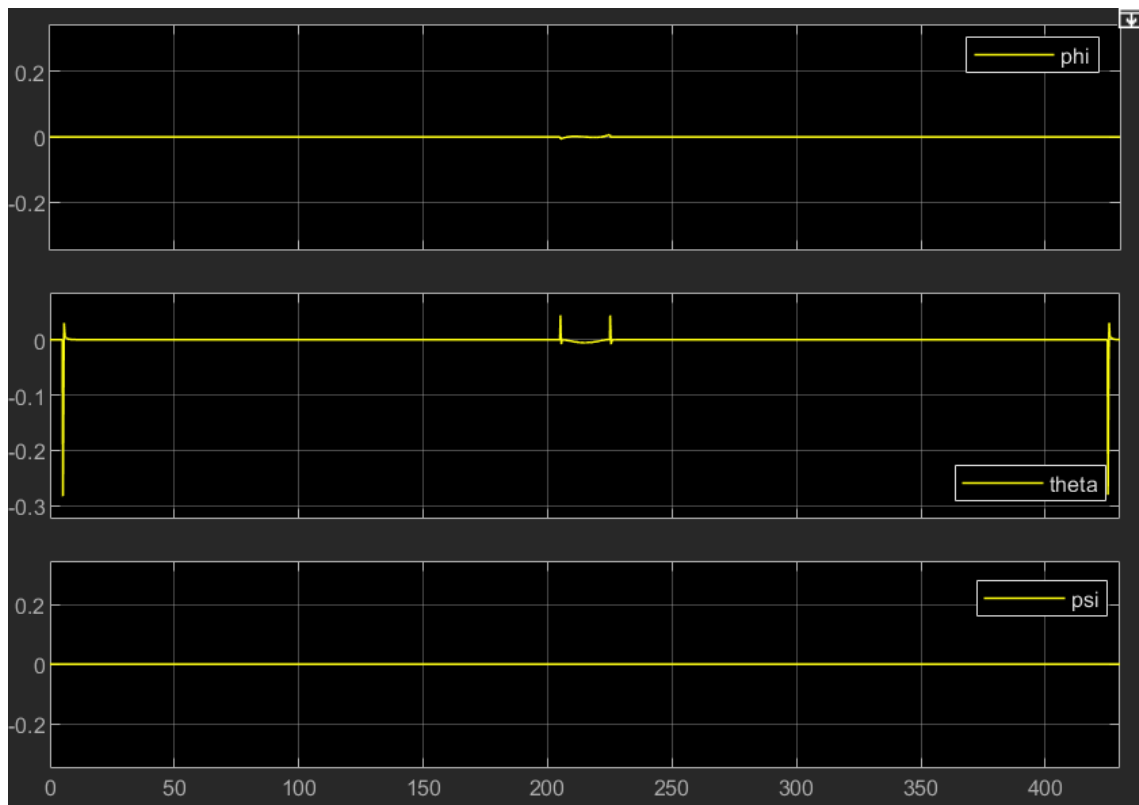


Figura 4.31 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

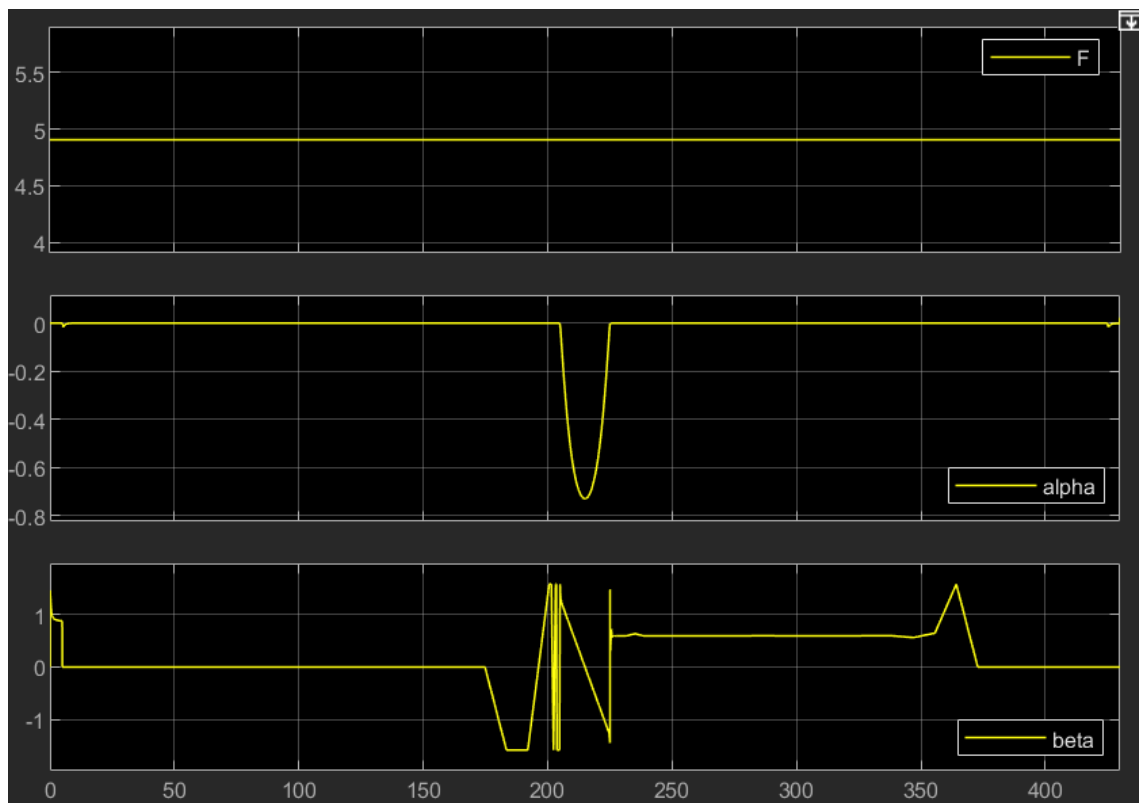


Figura 4.32 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la primera trayectoria.

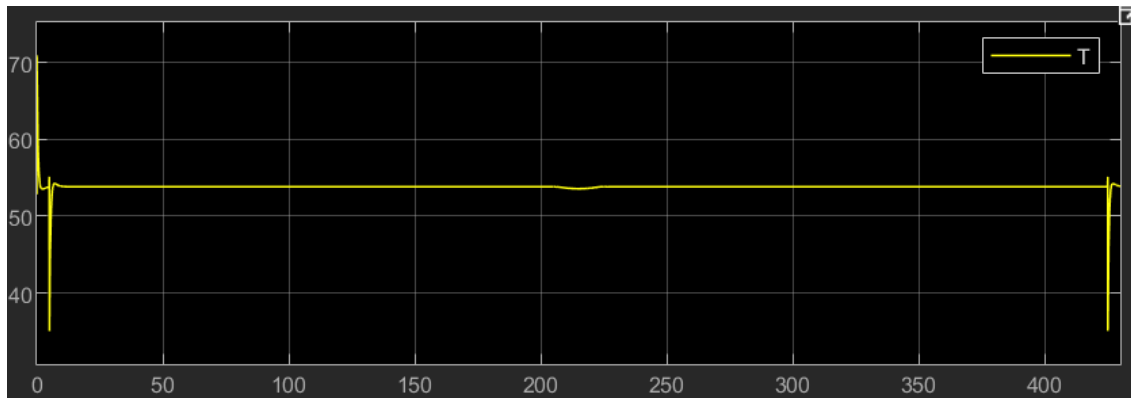


Figura 4.33 Evolución del empuje suministrado por los motores del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

4.2.2 2ª Trayectoria

En el caso del túnel de carretera con cuatro carriles, la sección geométrica tipo se ha fijado tal y como aparece en la Figura 4.34. En este caso se ha introducido en la parte superior un conducto para la extracción del humo. Siguiendo las normativas [7], se ha fijado la altura de este conducto a 5 m, por lo que el UAV deberá realizar la inspección a 4 m de altura.

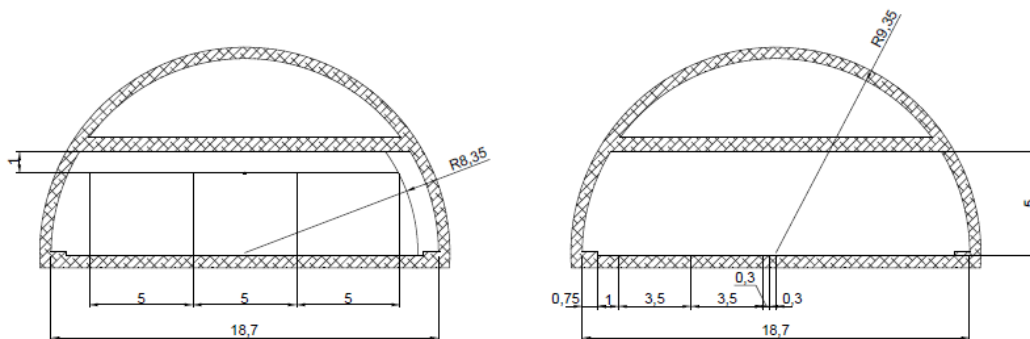


Figura 4.34 Dimensiones del túnel y trayectoria. Fuente: elaboración propia.

A partir de las dimensiones de este túnel se ha decidido realizar dos pasadas de inspección como las del túnel anterior (Figura 4.28) pero con la diferencia de que ahora la distancia entre trayectorias será de 5 m en lugar de 5,5 m. La otra diferencia respecto al caso anterior es el cambio de la altura de inspección, tal y como se ha mencionado en el párrafo anterior.

En concreto, tras el despegue se realiza la primera pasada de inspección y cuando se finaliza esta primera pasada, se realiza un giro igual que el que se realiza dentro de la pasada de inspección y comienza otra pasada de nuevo. Una vez concluida las dos pasadas, tanto el UAV como el GV permanecen en estático, dando lugar al descenso del UAV hasta aterrizar sobre la plataforma, lo cual ocurrirá tras 5 segundos de descenso.

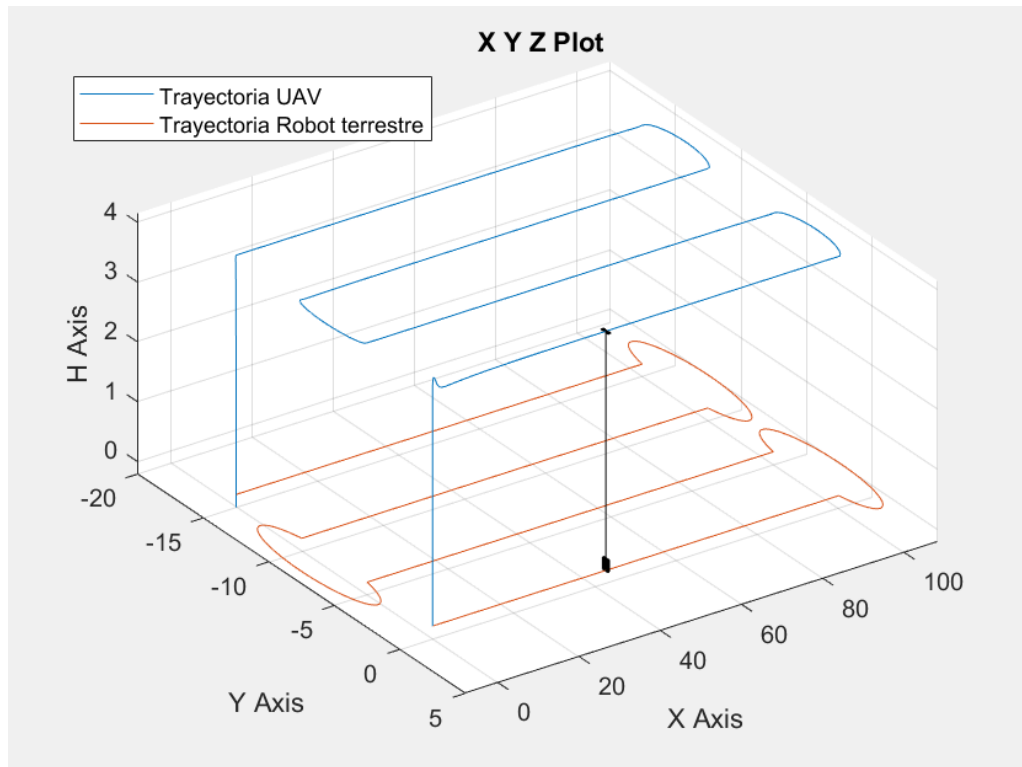


Figura 4.35 Resultado de la implementación de la segunda trayectoria.

Se puede apreciar como en los cambios de segmento existe una cierta oscilación en la altitud. Sin embargo, la mayor de ellas, que es la que se da tras el despegue, es menor que el 4 %, por lo que entra dentro del rango admisible.

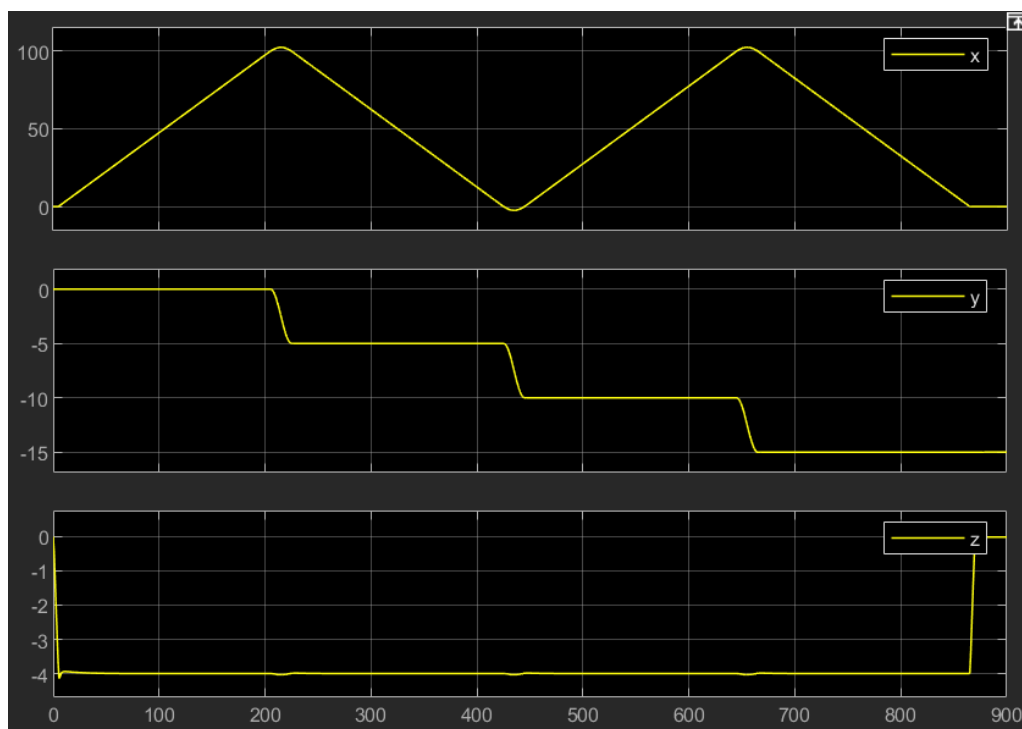


Figura 4.36 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria.

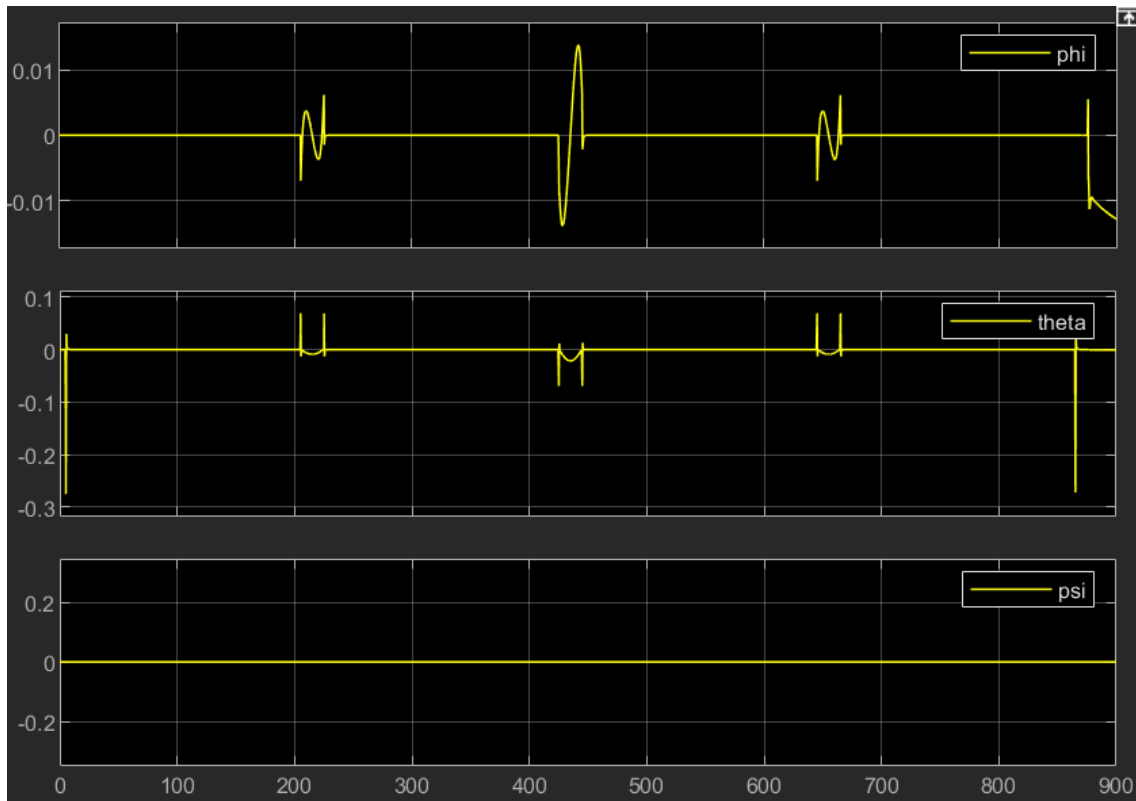


Figura 4.37 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria.

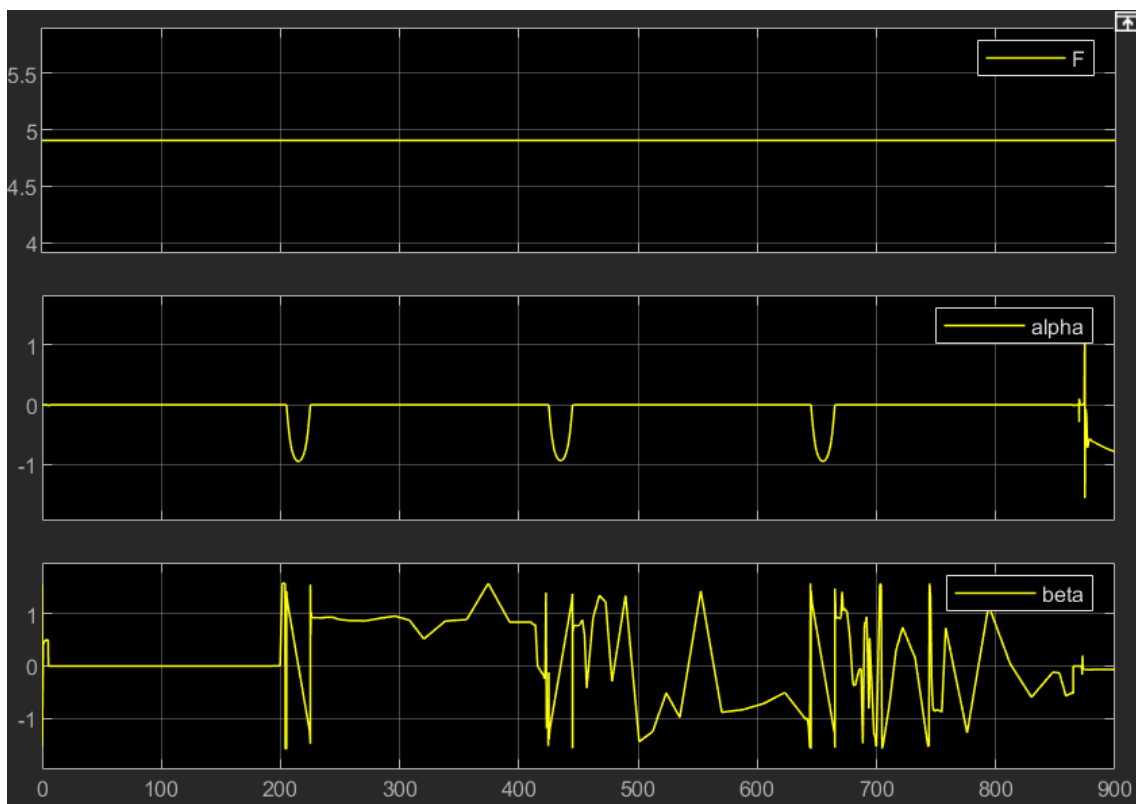


Figura 4.38 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la segunda trayectoria.

4.3.1 1ª Trayectoria

Para hacer este caso aún más realista que el anterior, ahora el GV va a permanecer fijo y al cambiar la trayectoria, el UAV va a modificar la altura de vuelo para permanecer a 1 m del techo del túnel, ya que el túnel presenta cierta curvatura en su parte superior. En este caso, la trayectoria estará formada por nueve segmentos.

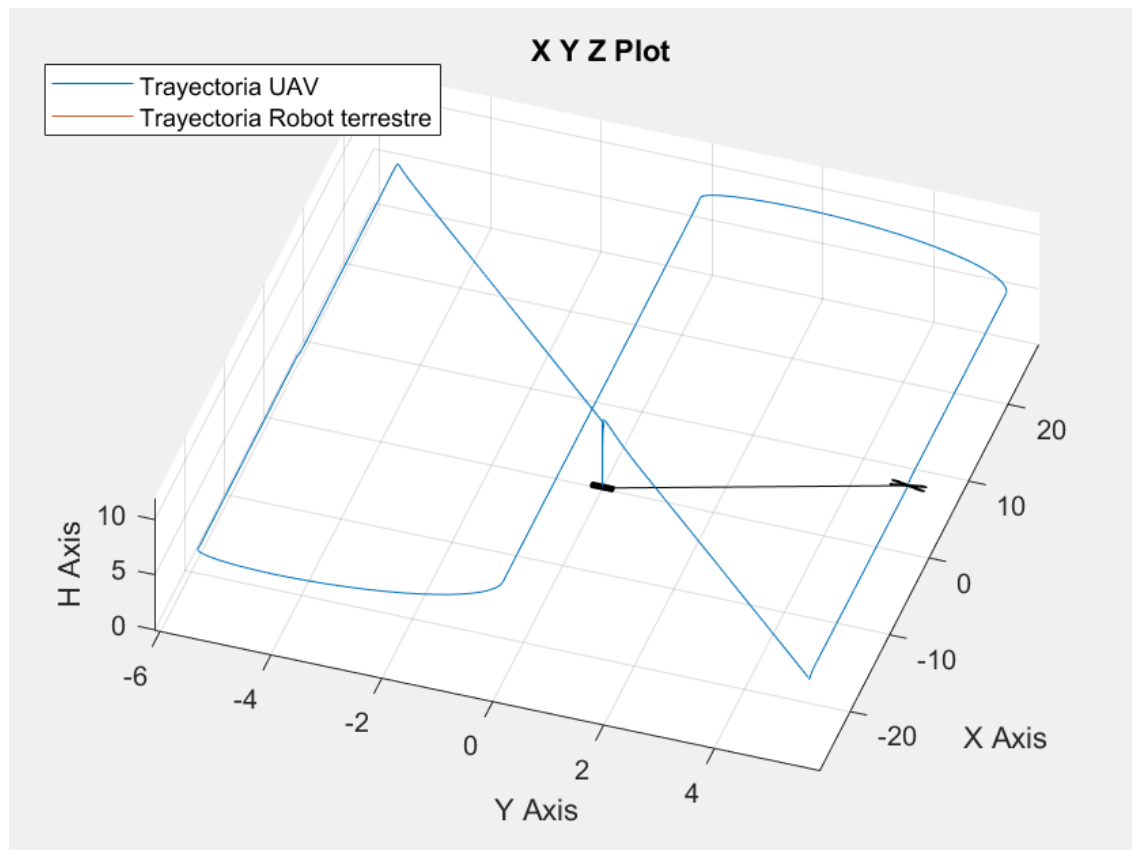


Figura 4.42 Vista en planta del resultado de la implementación de la primera trayectoria.

En primer lugar se realiza el despegue hasta los 6.07 m de altitud, igual que en los casos anteriores. Después, el UAV se desplaza hasta el punto donde inicia la inspección. Este tramo se recorre a una velocidad de 1 m/s en el eje x y a 0.22 m/s en el eje y . El tramo de inspección se realizará de forma análoga los casos anteriores, es decir, se avanza en el eje x a una velocidad de 0.5 m/s, sin embargo, ahora solo se recorren 50 m.

Otra de las grandes diferencias respecto al caso anterior es que al realizar el cambio de sentido para la siguiente pasada de inspección, ahora el UAV asciende hasta los 9 m para aproximarse al techo del túnel. Tras este cambio de altura se realiza otra pasada de inspección y, al finalizar esta, se realiza un descenso hasta los 6.07 m y un cambio de dirección para poder realizar la tercera y última pasada de inspección.

Una vez inspeccionado todo el túnel, el UAV vuelve hasta el punto desde el que partió y aterriza sobre el GV. La trayectoria seguida se muestra en las Figuras 4.42 y 4.43.

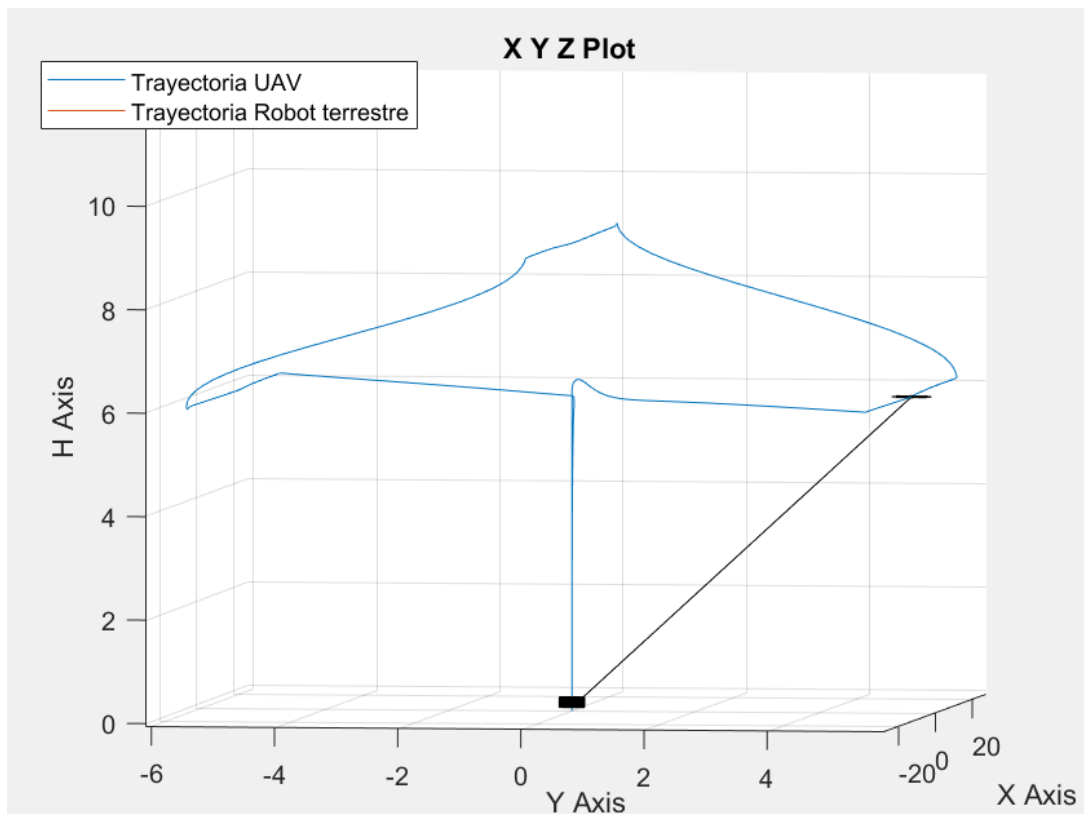


Figura 4.43 Vista frontal del resultado de la implementación de la primera trayectoria.

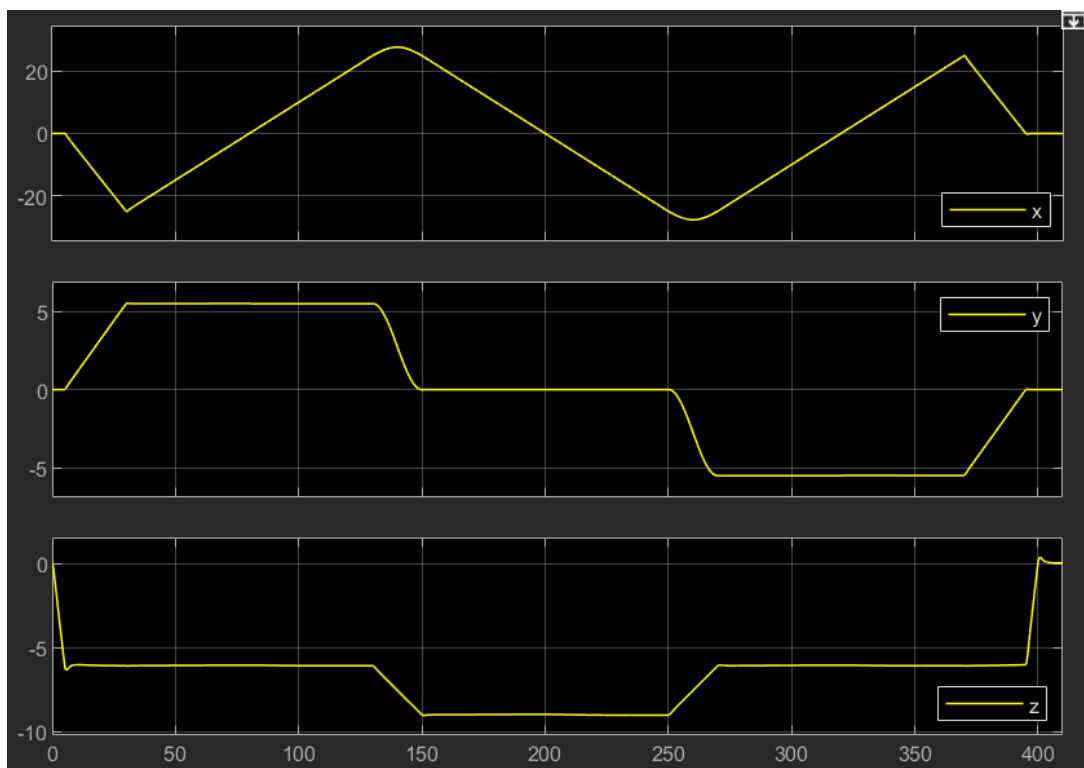


Figura 4.44 Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

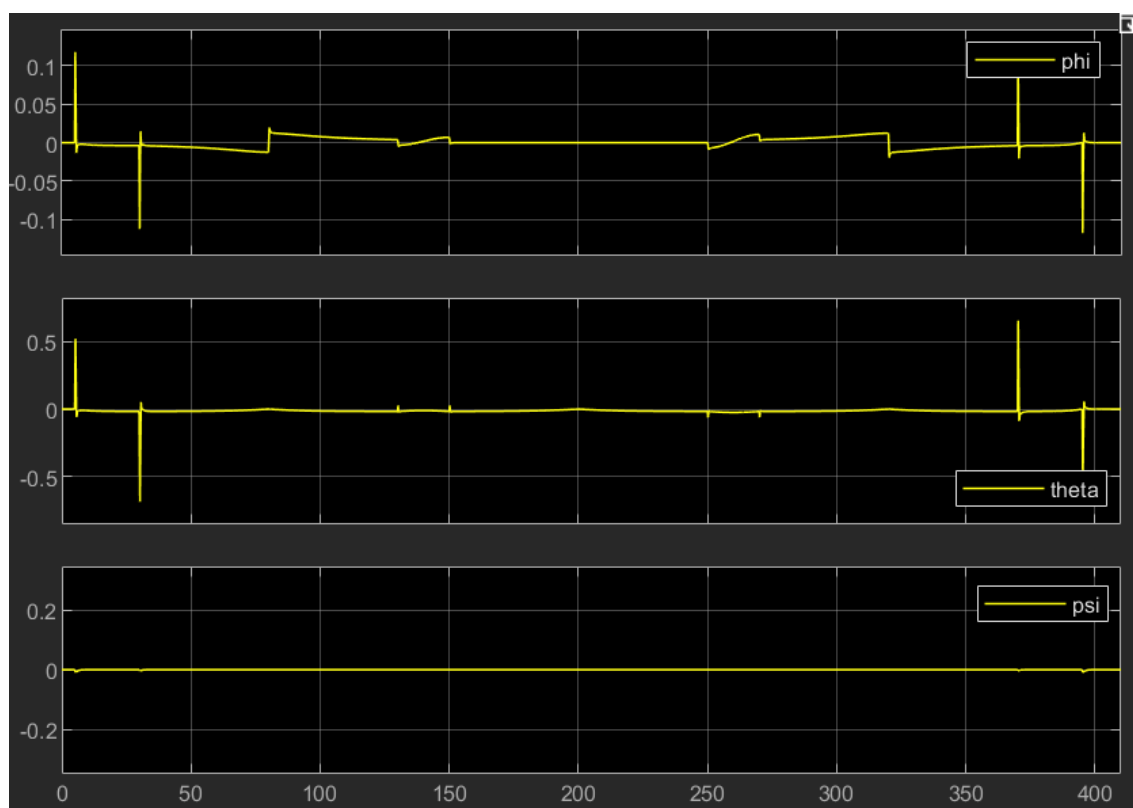


Figura 4.45 Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria.

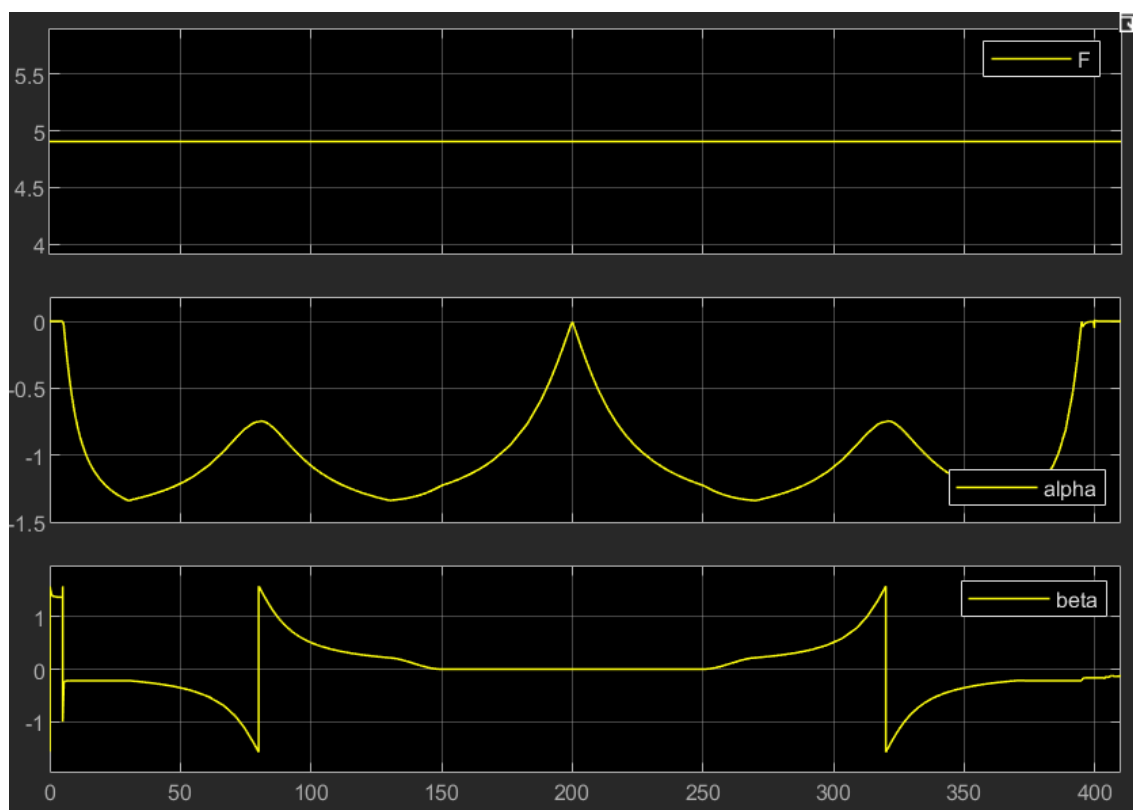


Figura 4.46 Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la primera trayectoria.

4.4 Evitación de obstáculos

Para concluir el presente trabajo, se va a mostrar un ejemplo de cómo el UAV es capaz de evitar la colisión con los obstáculos. Para ello se ha supuesto que en la primera trayectoria del primer tipo de túnel existen dos obstáculos situados en las coordenadas $(50, 0.1, 5)$ y $(70, 0.1, 5)$. También se muestra esos mismos obstáculos en una trayectoria más compleja como es la segunda trayectoria del segundo tipo de túnel, pero ahora los obstáculos se encuentran a 4 m de altura.

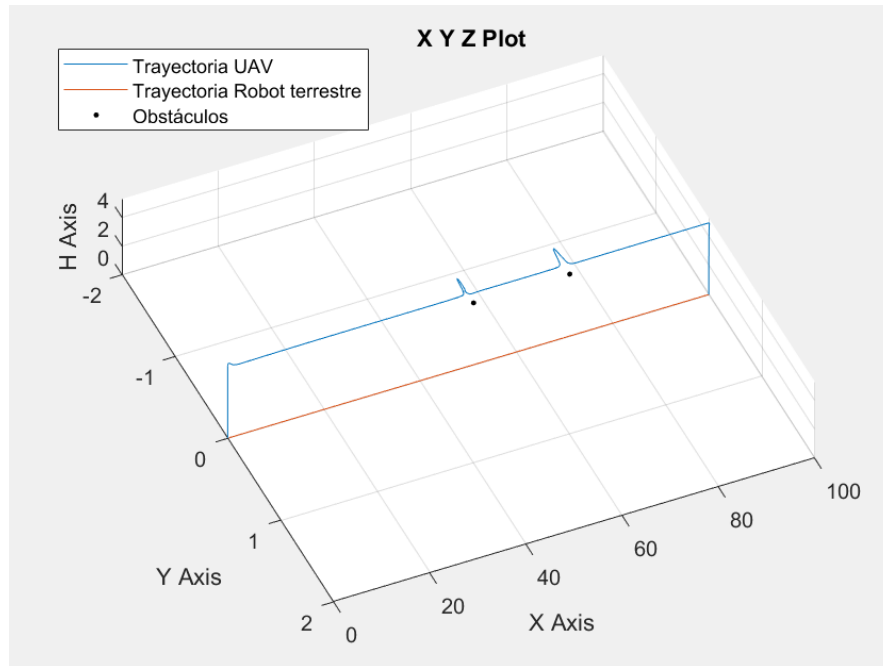


Figura 4.47 Demostración de evitación de obstáculos.

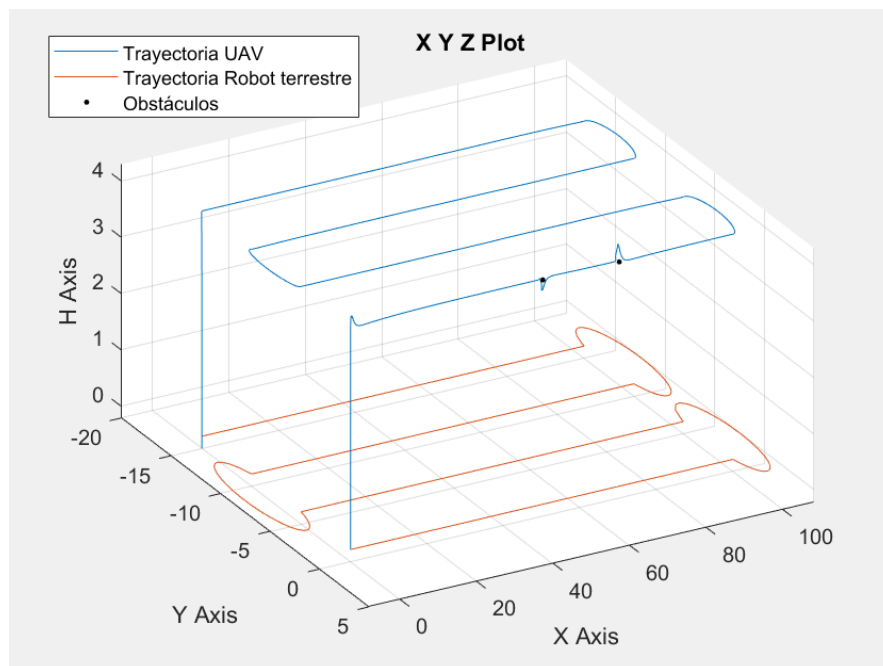


Figura 4.48 Demostración de evitación de obstáculos.

4.5 Demostración de la no aplicación del efecto techo

Tal y como se explica en el Apéndice C, el incremento de empuje que experimenta el UAV al volar a 1 metro del techo es despreciable. Sin embargo, se ha considerado oportuno implementar dicho efecto con el objetivo de poder corroborar con nuestro modelo que el incremento de empuje no es significativo. Para incluir el efecto techo, se ha modificado el autopiloto, añadiéndole una nueva función justo a la salida del bloque *Controlador*. Esta función, de nombre *ef_techo.m*, recibe el empuje suministrado por los motores y devuelve el empuje que se tendría realmente, calculado a partir de la expresión (B.3). Dicha función ha sido programada para que el dron nunca pueda alcanzar la altitud del techo del túnel, como si le hubiéramos añadido un carenado como protección. En la Figura 4.49 se muestra como quedaría la arquitectura del autopiloto.

Para mostrar los resultados de este cambio se ha decidido usar la trayectoria número cuatro del primer tipo de túnel. Comparando las Figuras 4.51 y 4.52 se puede ver como al incluir el efecto techo, el empuje que sustenta al UAV es el mismo (T_{ice} en la Figura 4.51 y T en la Figura 4.52) pero el empuje que tienen que generar los motores con el efecto techo (T_{oce} en la Figura 4.51) es menor que el que generan los motores cuando no se considera dicho efecto (T en la Figura 4.52). A pesar de esta reducción del empuje suministrado por los motores se decidió no incluir el efecto techo porque la reducción es bastante pequeña, entorno a un 0.5 %.

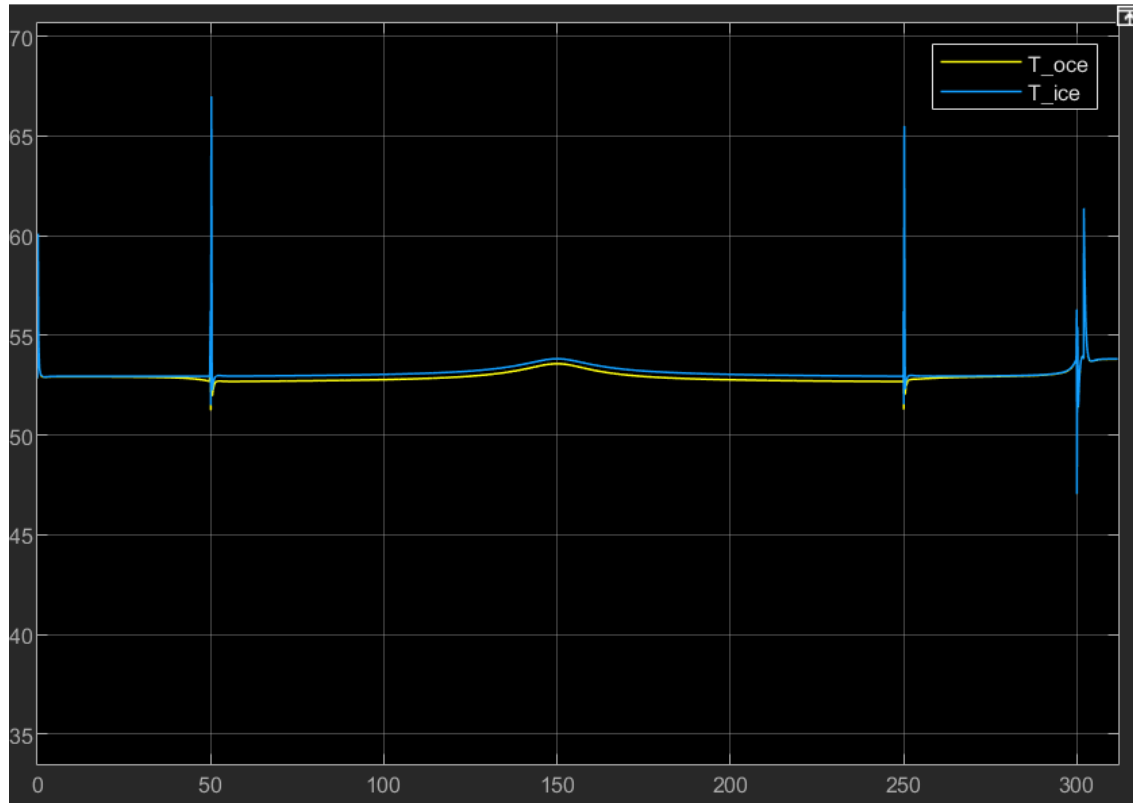


Figura 4.50 Representación del efecto techo para la cuarta trayectoria del túnel peatonal.

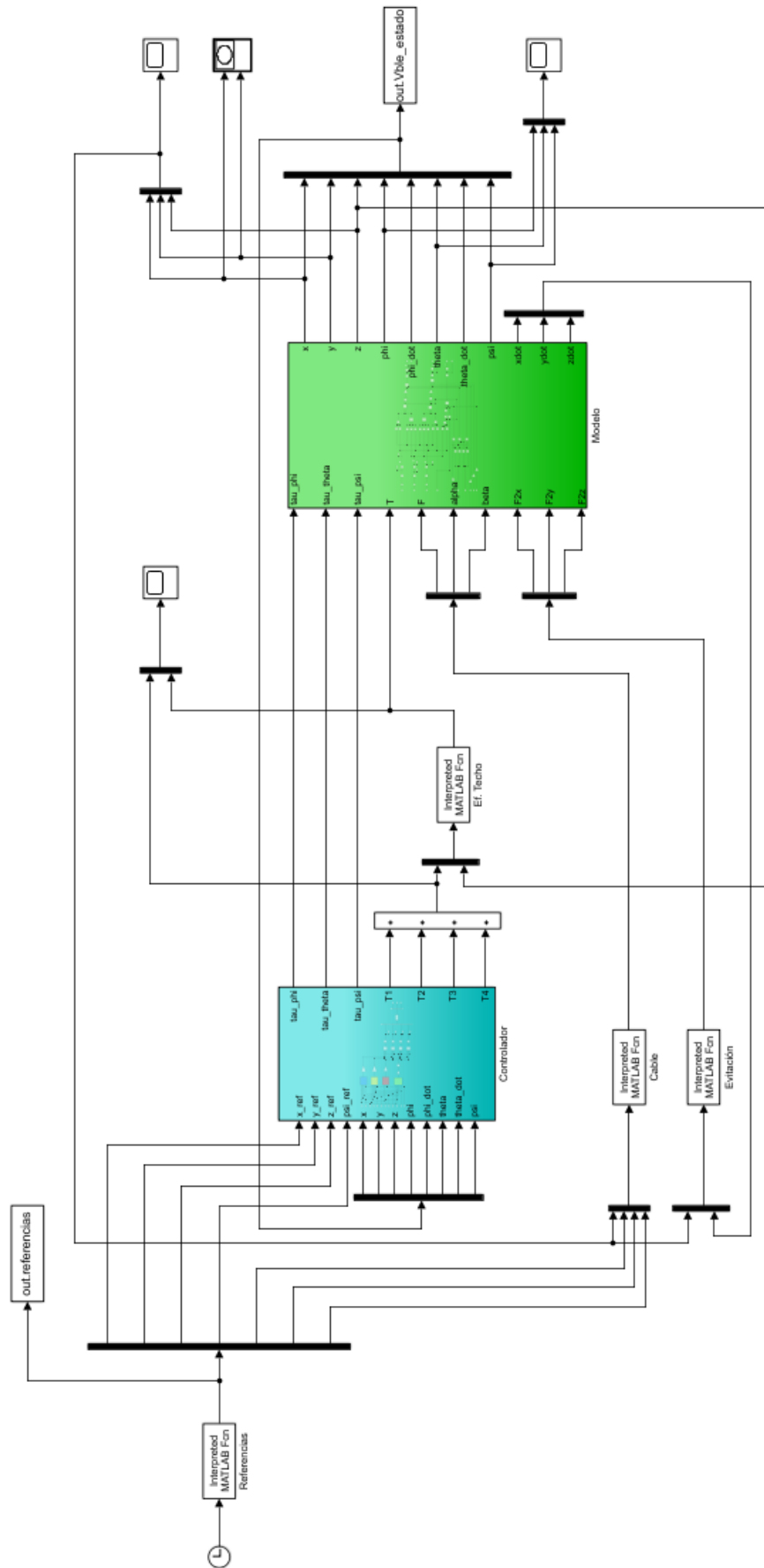


Figura 4.49 Arquitectura del autopiloto con la implementación del efecto techo.

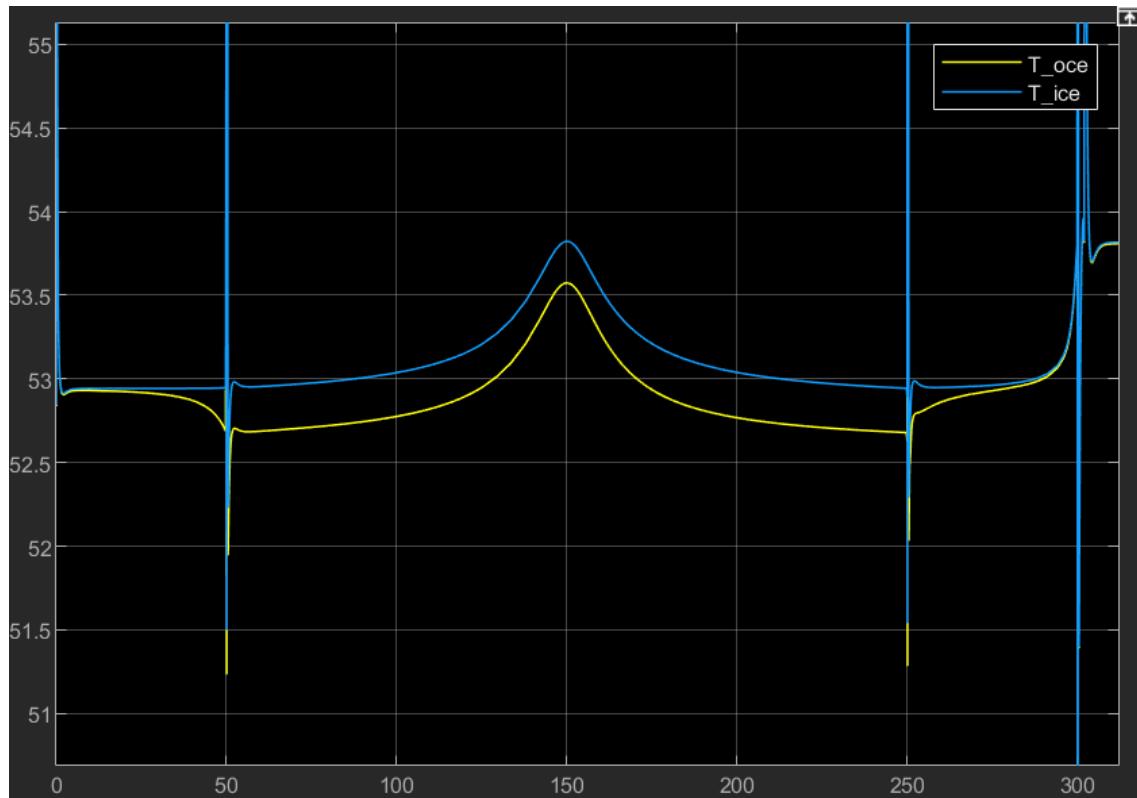


Figura 4.51 Representación del efecto techo para la cuarta trayectoria del túnel peatonal.

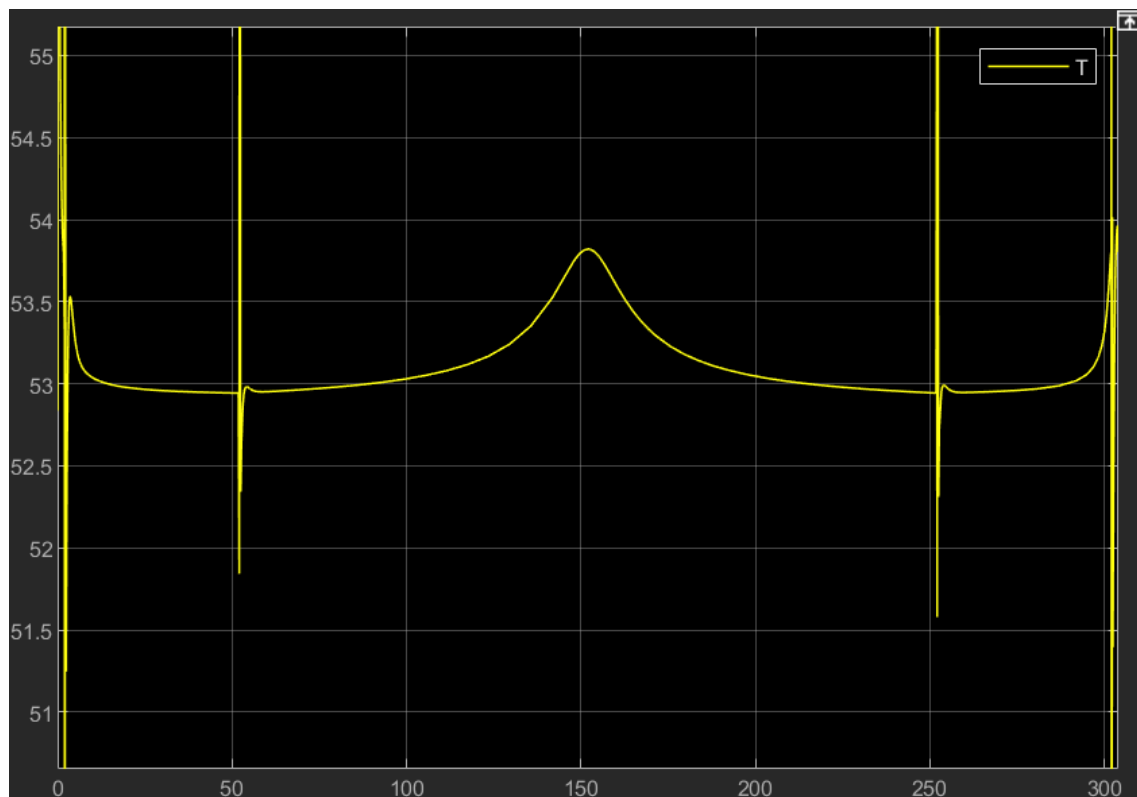


Figura 4.52 Representación del empuje durante la cuarta trayectoria del túnel peatonal sin efecto techo.

Si decidimos aumentar la altitud de vuelo del UAV, haciendo que se acerque al techo, ahora sí que se verá un mayor incremento de empuje. Para demostrar esto se ha modificado la trayectoria anterior de forma que cuando el UAV se encuentre en medio de la pasada de inspección, ascienda hasta $z/R = 2.5$ y después, tras recorrer una cierta distancia, vuelva a descender hasta los 5 metros. Con esta trayectoria, se puede apreciar perfectamente en la Figura 4.54 la dependencia del efecto techo con la distancia entre el vehículo y el techo, ya que al aumentar la altitud de vuelo, el empuje suministrado por los motores cae drásticamente respecto al tramo anterior, a 5 metros de altitud.

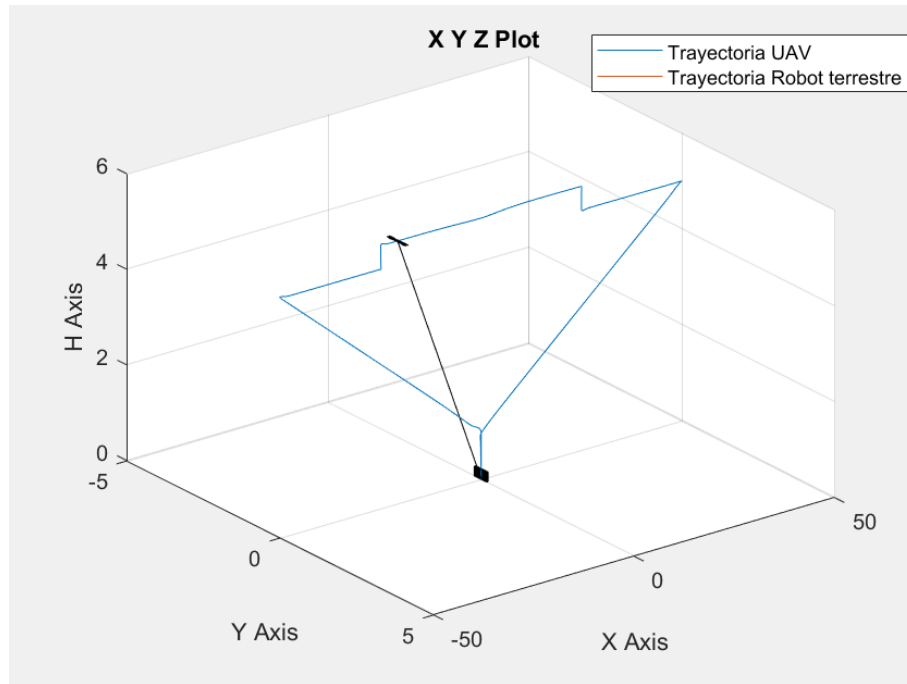


Figura 4.53 Resultado de la implementación de la cuarta trayectoria del túnel peatonal modificada.

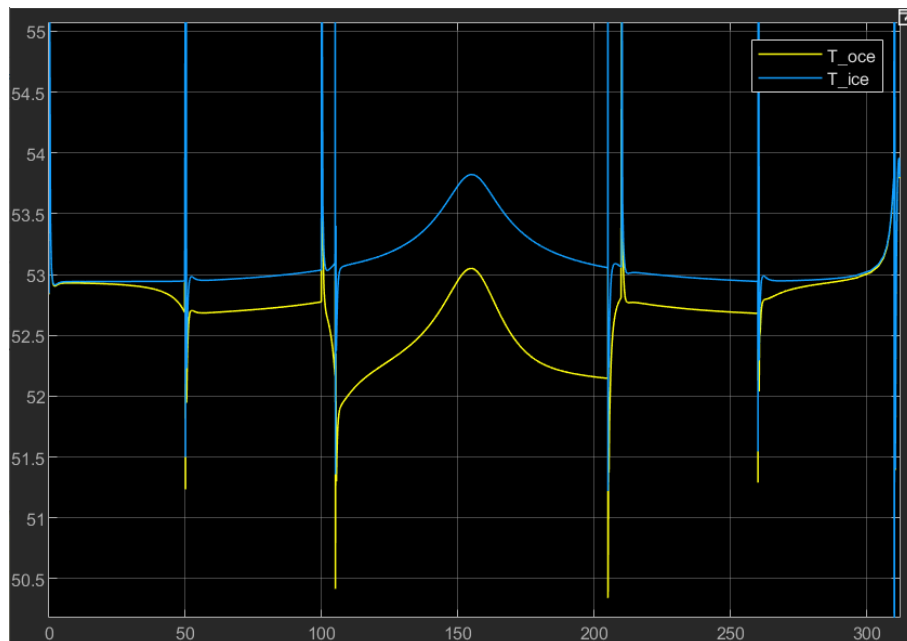


Figura 4.54 Representación del efecto techo para modificación de la cuarta trayectoria del túnel peatonal.

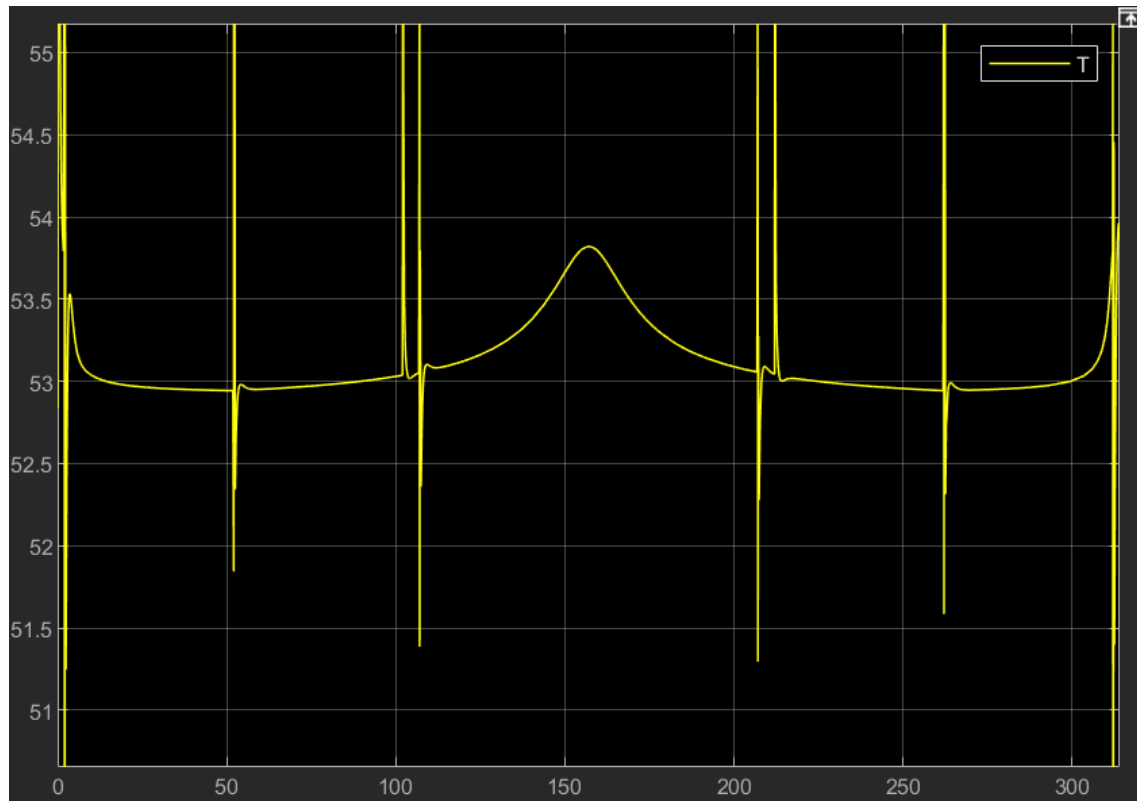


Figura 4.55 Representación del empuje durante la cuarta trayectoria del túnel peatonal modificada y sin aplicar el efecto techo.

5 Conclusiones

Tras la muestra de los resultados anteriores, vamos a concluir el proyecto realizando un breve resumen de los aspectos abordados en el mismo, así como un avance de las posibles líneas de estudio que se podrían incluir en una continuación de este trabajo.

Antes de nada, es necesario tener en cuenta que en la elaboración de este proyecto se han realizado una serie de hipótesis que conducen a un modelo dinámico mucho más simplificado. Aunque esto no supone una nueva línea de investigación, sí que invita a desarrollar en un futuro un modelado más realista que el aquí usado.

Por otra parte, se ha llevado a cabo un modelado CAD del UAV con el objetivo de desarrollar los algoritmos que han permitido el avance coordinado entre el UAV y el GV. También se han incluido entre los algoritmos anteriores los necesarios para poder detectar y evitar obstáculos. Todo esto está incluido en un paquete aún mayor que nos permitiría definir las trayectorias que deben seguir tanto el UAV como el GV, permitiéndonos simular una infinidad de casos posibles.

5.1 Futuras líneas de investigación

Como posibles líneas para seguir desarrollando este proyecto se puede destacar el análisis de los datos proporcionados por los sensores y la IMU del UAV, lo cual permitiría un mejor posicionamiento debido la posible falta de señal GPS en el interior de los túneles. Lo ideal sería fusionar ambas señales.

Otra vía bastante importante desde el punto de vista de la misión para la que se realiza el proyecto es la incorporación de la tensión real que tendría el cable. Esto se puede determinar a partir de la medición de unos sensores de fuerza, que irían colocados en el propio UAV, y afectaría también al control de la longitud del cable así como al posicionamiento relativo de ambos vehículos.

Como punto final al proyecto, se podría diseñar un controlador para el vehículo terrestre (aquí se ha supuesto que en todo momento el GV estaba en la posición dada) e implementar y construir lo aquí diseñado. De esta forma se tendría un sistema físico que nos permite tener en cuenta otros factores que se hayan podido escapar durante el diseño pero que pueden afectar en gran medida al correcto funcionamiento del autopiloto de los vehículos.

Apéndice A

Cálculo de los coeficientes del motor

Para determinar el valor de ambos coeficientes se ha calculado la recta de regresión para los datos suministrados por el fabricante (Figura 3.4). En el caso del coeficiente de empuje se ha empleado la primera expresión de (3.6), mientras que para el cálculo del coeficiente de torque se ha usado la siguiente expresión [3]:

$$P_i = k_d \omega_i^3 \quad (\text{A.1})$$

Mediante el uso de MATLAB se han extraído que $k_t = 6.5e-5$ y $k_d = 1.7e-6$, como se puede ver en las siguientes figuras. Estos valores son muy pequeños, pero comparándolos con la literatura [4] se ve que están dentro de los valores habituales. Nosotros, sin embargo, no vamos a emplear esos valores si no que los vamos a normalizar, por lo que quedan $k'_t = 1$ y $k'_d = k_d/k_t = 2.62e-2$.

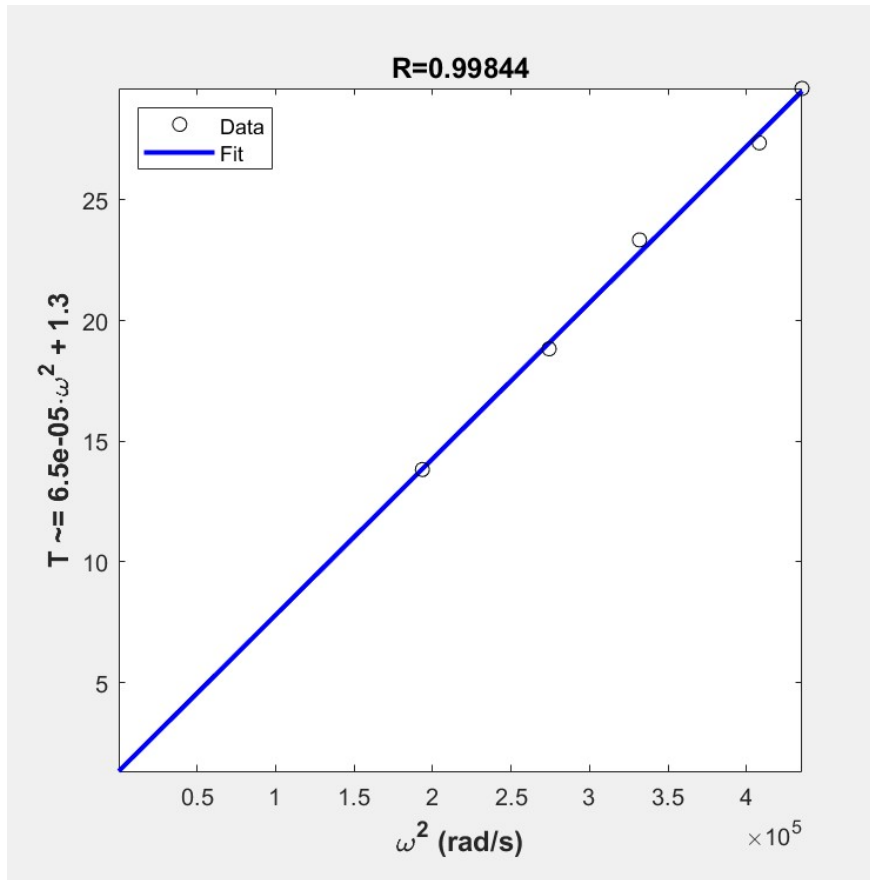


Figura A.1 Aproximación lineal de los valores suministrados por el fabricante [28] para el cálculo del coeficiente de empuje.

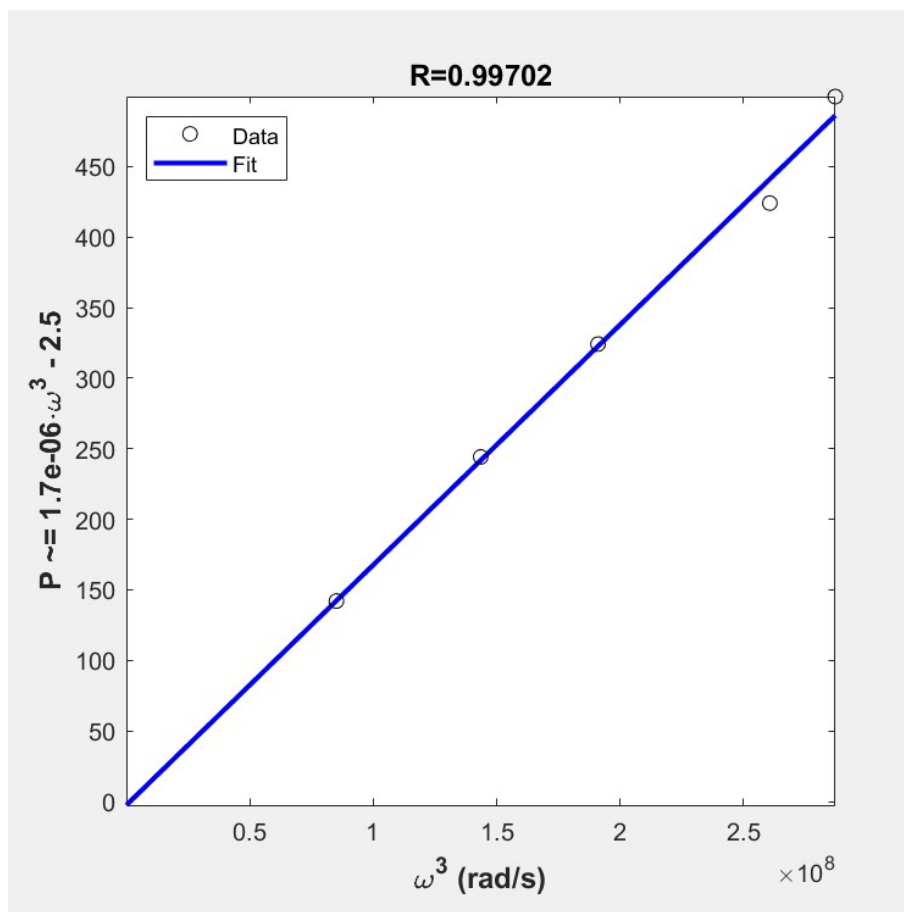


Figura A.2 Aproximación lineal de los valores suministrados por el fabricante [28] para el cálculo del coeficiente de torque.

Apéndice B

Estudio del efecto techo

Debido a que el UAV va a estar volando a una distancia cercana al techo de los túneles, concretamente a 1 m, parece razonable considerar la aplicabilidad del efecto techo. Para ello, se ha realizado una recopilación de información acerca de este efecto. Casi toda las investigaciones sobre este tema han estado enfocadas al estudio en helicópteros. Sin embargo, como estos vehículos no están diseñados para volar bajo ninguna superficie, todos los estudios se centran en el efecto suelo.

Antes de nada, es conveniente explicar en qué consiste ambos efectos. Cuando un UAV multirotor tiene que volar cerca de una superficie, el flujo de aire que entra al rotor y que sale de él puede interferir con estas superficies, cambiando las características de empuje y torque de los rotores. La interferencia más conocida es el efecto suelo, que aparece cuando el UAV vuela muy cerca del suelo. Este efecto aumenta el empuje generado por los rotores para una misma potencia. La otra interferencia menos conocida, que es la que aquí concierne, es el efecto techo. Este fenómeno aparece cuando nos aproximamos por debajo a una superficie horizontal, induciendo en el UAV un empuje adicional que acerca el vehículo hacia la superficie. Esto se debe a que aparece una succión hacia arriba, generando una mayor diferencia de presión en el disco de la hélice. Además, disminuye la resistencia de la hélice, permitiendo que esta pueda rotar más rápido de forma que aumenta el empuje de los rotores. [35]

Las investigaciones más relevantes sobre este tema son las realizadas por [33] y [34]. En la primera de ellas, se expone unos resultados derivados de un conjunto de experimentos llevados a cabo con un micro quadrotor que demuestra los efectos tanto del suelo como del techo en el vehículo. El segundo de los estudios, aborda el problema desde un punto de vista más teórico, puramente aerodinámico, estudiando el campo fluido como una superposición de vórtices y cilindros de vórtices.

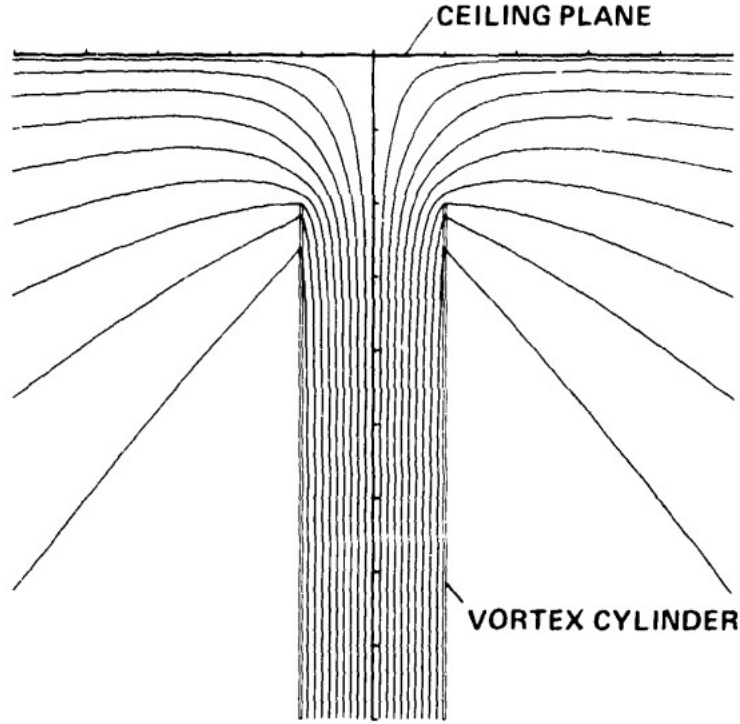


Figura B.1 Líneas de corriente de campo de flujo axialmente simétrico inducidas por un cilindro de vórtices de longitud semi-infinita. Fuente [34].

A partir de estas dos investigaciones, ha habido otros autores que han abordado el tema como son [38] y [35]. Estos dos estudios serán en los que nos basaremos principalmente para tomar nuestra decisión final.

Centrándonos primero en [38], aquí se modela el efecto techo a partir de su analogía con el efecto suelo. En concreto se parte de la expresión desarrollada por [20] para un solo rotor:

$$\frac{T_g}{T_{inf}} = \frac{1}{1 - \left(\frac{R}{4Z}\right)^2} \quad (B.1)$$

donde R es el radio del rotor, Z es la distancia vertical del rotor a tierra, T_{inf} es el empuje generado por el rotor lejos del suelo, donde no existe efecto suelo, y T_g es el empuje generado por el mismo rotor que antes pero teniendo en cuenta el efecto suelo.

Según la expresión anterior, el efecto suelo no se extiende más allá de un diámetro ($Z/R = 2$), sin embargo, según propone [33] sí que sería posible apreciar el efecto para ratios Z/R mayores que el anterior. Además la expresión anterior presenta el problema de que no es válida para vehículos con más de un rotor. Para solucionar esto, [38] propone para el efecto techo un modelo que tiene en cuenta tanto los dos problemas anteriores como la influencia de un rotor sobre otro. Para ello introduce un coeficiente, ξ , que ha sido estimado a partir de un ajuste no lineal de los datos obtenidos mediante simulación. Este coeficiente toma el valor $\xi = 3.5090$.

$$\frac{T_{ICE}}{T_{OCE}} = \frac{1}{1 - \left(\frac{R}{\xi Z}\right)^2} \quad (B.2)$$

Donde T_{ICE} es el empuje teniendo en cuenta el efecto techo (In-Ceiling-Effect) y T_{OCE} es el empuje sin efecto techo (Out-of-Ceiling-Effect).

Por su parte, [35] también se basa en el modelo de efecto suelo de [34], (B.1), pero ahora se tienen dos coeficientes, los cuales se obtienen mediante mínimos cuadrados, minimizando el error de los resultados experimentales. Estos coeficientes toman los valores $K_1 = 6.924$ y $K_2 = 3.782$.

$$\frac{T_{ICE}}{T_{OCE}} = \frac{1}{1 - \frac{1}{K_1} \left(\frac{R}{z+K_2} \right)^2} \quad (B.3)$$

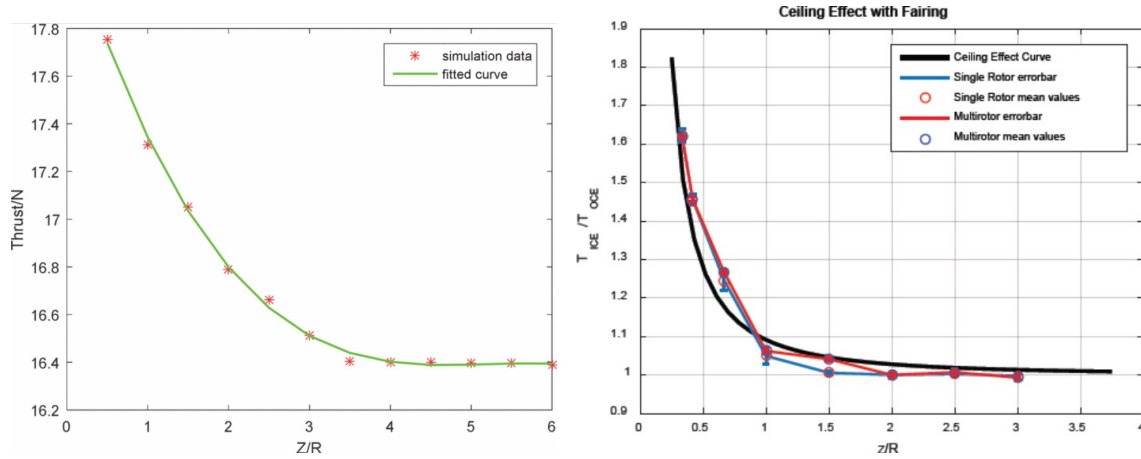


Figura B.2 Resultados del modelo obtenido por [38] (izquierda) y resultados del modelo obtenido por [35] (derecha).

Para este proyecto, el radio de los rotores es de 0.2032 m , por lo que en este caso el cociente Z/R toma el valor 4.9203 . Se puede apreciar en las Figuras B.2 como tanto en el estudio realizado por [38] como en el estudio realizado por [35], para este valor del cociente Z/R el incremento de empuje proporcionado por el efecto suelo es despreciable. Por lo tanto, se ha llegado a la conclusión de no implementar dicho efecto en nuestro modelo.

Apéndice C

Códigos

C.1 Códigos del autopiloto en el plano XZ

- *Referencias_2d.m*

```
function [out]=referencias_2d(t)

%%                                TRAYECTORIA 1
%% Despegue y avance en un túnel de 100 metros de longitud

%Despegue
xref=0;
href=5/5*t;

xrob=0;
zrob=0;

%Avance
if t>5
    xref=0.5*(t-5);
    href=5;

    xrob=0.5*(t-5);
    zrob=0;
end

%Aterrizaje
if t>205
    xref=100;
    href=5-5/5*(t-205);

    xrob=100;
    zrob=0;
end
if t>210
    xref=100;
    href=0;

    xrob=100;
    zrob=0;
```

```

end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%
zref=-href;

out=[xref,zref,xrob,zrob];
end

```

• *Resultados_2d.m*

```

clear all; close all;
%load('parametros.mat');

%Parámetros
Iy=0.136;
Ix=0.136;
Iz=0.141;
m=5.386;
l=(0.1985+0.243044/2);
T_max=29.6262;

b=1;
d=1.7e-6/6.5e-5;

%Simulación
sim('controlador_plano.slx',[0 210]);
x=ans.Vble_estado.Data(:,1);
z=ans.Vble_estado.Data(:,2);
theta=ans.Vble_estado.Data(:,3);

xrob=ans.referencias.Data(:,3);
zrob=ans.referencias.Data(:,4);

h=-z; %En lugar de representar Z, se va a representar la altitud H, por lo que
%habrá que poner el eje Y también al revés

plot(x,h)
grid
hold on
plot(xrob,zrob)
title('\bf X Z Plot')
xlabel('X Axis')
ylabel('H Axis')
hold off

figure
plot3(x,zeros(1,length(h)),h)
grid
hold on

```

```

plot3(xrob,zeros(1,length(xrob)),zrob)
title('\bf X Y Z Plot')
xlabel('X Axis')
ylabel('Y Axis')
zlabel('H Axis')

legend('Trayectoria UAV','Trayectoria Robot terrestre');

```

• *Tau_T_2d.m*

```

function out=Tau_T_plano(input)
T1=input(1);
T2=input(2);
T3=input(3);
T4=input(4);

%Parámetros
l=(0.1985+0.243044/2);

tau_theta=l/sqrt(2)*((T1+T4)-(T2+T3));

out=tau_theta;

```

• *cable_2d.m*

```

function [out]=cable_2d(input)
x=input(1);
z=input(2);
xrob=input(3);
zrob=input(4);

dis=sqrt((x-xrob).^2+(z-zrob).^2);
alpha=atan((x-xrob)/(z-zrob));

if isnan(alpha)
    alpha=0;
end

F=9.81*0.5;

out=[F, alpha];
end

```

C.2 Códigos del autopiloto tridimensional

- *Referencias.m*

```
function [out]=referencias(t)

%%                                TRAYECTORIA 1_1
%% Despegue y avance en un túnel de 100 metros de longitud

% Despegue
% xref=0;
% yref=0;
% href=5/5*t;
% psiref=0;
%
% xrob=0;
% yrob=0;
% zrob=0;
%
% Avance
% if t>5
%     xref=0.5*(t-5);
%     yref=0;
%     href=5;
%     psiref=0;
%
%
%     xrob=0.5*(t-5);
%     yrob=0;
%     zrob=0;
% end
%
% Aterrizaje
% if t>205
%     xref=100;
%     yref=0;
%     href=5-5/5*(t-205);
%     psiref=0;
%
%     xrob=100;
%     yrob=0;
%     zrob=0;
% end
% if t>210
%     xref=100;
%     yref=0;
%     href=0;
%     psiref=0;
%
%     xrob=100;
%     yrob=0;
%     zrob=0;
% end
```



```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%                                TRAYECTORIA 1_2
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%    Túnel de 100 metros de longitud una pendiente del 15%

% %Despegue
% xref=0;
% yref=0;
% href=5/5*t;
% psiref=0;
%
% xrob=0;
% yrob=0;
% zrob=0;
%
% %Avance
% if t>5
%     xref=0.5*(t-5);
%     yref=0;
%     href=5+0.15*(t-5)/2;
%     psiref=0;
%
%
%     xrob=0.5*(t-5);
%     yrob=0;
%     zrob=0.15*(t-5)/2;
% end
%
%
% if t>105
%     xref=50+0.5*(t-105);
%     yref=0;
%     href=5+0.15*50-0.15*(t-105)/2;
%     psiref=0;
%
%
%     xrob=50+0.5*(t-105);
%     yrob=0;
%     zrob=15/2-0.15*(t-105)/2;
% end
%
%
% %Aterrizaje
% if t>205
%     xref=100;
%     yref=0;
%     href=5-5/5*(t-205);
%     psiref=0;
%
%
%     xrob=100;
%     yrob=0;
%     zrob=0;
% end
% if t>210
%     xref=100;
%     yref=0;
%     href=0;
%     psiref=0;

```

```

%
%   xrob=100;
%   yrob=0;
%   zrob=0;
% end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%                               TRAYECTORIA 1_3_1
%                               %%%%%%%%%%
%                               Túnel con presencia de una curva, recorrido con un offset de 5 metros
%                               respecto del GV

% %Despegue
% xref=t;
% yref=0;
% href=5/5*t;
% psiref=0;
%
% xrob=0;
% yrob=0;
% zrob=0;
%
% %Avance
% if t>5
%   w=pi/2/100; %v=0.314
%   xref=25-20*cos(w*(t-5));
%   yref=0+20*sin(w*(t-5));
%   href=5;
%   psiref=w*t*0;
%
%   xrob=25-25*cos(w*(t-5));
%   yrob=0+25*sin(w*(t-5));
%   zrob=0;
% end
%
% %Aterrizaje
% % if t>105
% %   xref=25;
% %   yref=20+(t-105);
% %   href=5;
% %   psiref=w*100*0;
% %
% %   xrob=25;
% %   yrob=25;
% %   zrob=0;
% % end
% % if t>110
% %   xref=25;
% %   yref=25;
% %   href=5-5/5*(t-110);
% %   psiref=w*100*0;
% %
% %   xrob=25;
% %   yrob=25;
% %   zrob=0;
% % end
%
% if t>105

```

```

%   xref=25;
%   yref=20+(t-105);
%   href=5-5/5*(t-105);
%   psiref=w*100*0;
%
%   xrob=25;
%   yrob=25;
%   zrob=0;
% end
%
%
% if t>110
%   xref=25;
%   yref=25;
%   href=0;
%   psiref=0;
%
%   xrob=25;
%   yrob=25;
%   zrob=0;
% end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%                               TRAYECTORIA 1_3_2
%%   Túnel con presencia de una curva, recorrido con un offset de 5 metros
%%   respecto del GV

% %Despegue
% xref=0;
% yref=0;
% href=5/5*t;
% psiref=0;
%
% xrob=0;
% yrob=0;
% zrob=0;
%
% if t>5
%   xref=(t-5);
%   yref=0;
%   href=5;
%   psiref=0;
%
%   xrob=0;
%   yrob=0;
%   zrob=0;
% end
%
%
%
% %Avance
% if t>10
%   w=pi/2/100; %v=0.314
%   xref=25-20*cos(w*(t-10));
%   yref=0+20*sin(w*(t-10));

```

```

% href=5;
% psiref=w*t*0.4;
%
% xrob=25-25*cos(w*(t-10));
% yrob=0+25*sin(w*(t-10));
% zrob=0;
% end
%
% %Aterrizaje
% if t>110
% xref=25;
% yref=20+(t-110);
% href=5;
% psiref=w*100*0.4;
%
% xrob=25;
% yrob=25;
% zrob=0;
% end
% if t>115
% xref=25;
% yref=25;
% href=5-5/5*(t-115);
% psiref=w*100*0.4;
%
% xrob=25;
% yrob=25;
% zrob=0;
% end
%
% % if t>110
% % xref=25;
% % yref=20+(t-110);
% % href=5-5/5*(t-110);
% % psiref=w*100*0.4;
% %
% % xrob=25;
% % yrob=25;
% % zrob=0;
% % end
%
% if t>120
% xref=25;
% yref=25;
% href=0;
% psiref=0;
%
% xrob=25;
% yrob=25;
% zrob=0;
% end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% TRAYECTORIA 2_1
%% Túnel de 100 metros de longitud con 2 pasadas

```

```

% R_uav=5.5/2;
% R_gv=4.5;
%
%
% %Despegue
% xref=0;
% yref=0;
% href=5.89/5*t;
% psiref=0;
%
% xrob=0;
% yrob=0;
% zrob=0;
%
% %PASADA 1
% %Ida
% if t>5
%     xref=0.5*(t-5);
%     yref=0;
%     href=5.89;
%     psiref=0;
%
%     xrob=0.5*(t-5);
%     yrob=0;
%     zrob=0;
% end
%
%
% %Giro
% if t>205
%     w_uav=pi/20;
%     w_gv=(pi+2*acos(R_uav/R_gv))/20;
%     xref=(100)+R_uav*sin(w_uav*(t-205));
%     yref=(0-R_uav)+R_uav*cos(w_uav*(t-205));
%     href=5.89;
%     psiref=0;
%
%     xrob=(100+sqrt(R_gv^2-R_uav^2))+R_gv*sin(w_gv*(t-205)-acos(R_uav/R_gv));
%     yrob=(0-R_uav)+R_gv*cos(w_gv*(t-205)-acos(R_uav/R_gv));
%     zrob=0;
% end
%
% %Vuelta
% if t>225
%     xref=100-0.5*(t-225);
%     yref=-2*R_uav;
%     zref=5.89;
%     psiref=0;
%
%     xrob=100-0.5*(t-225);
%     yrob=-2*R_uav;
%     zrob=0;
% end
%
% %Aterrizaje
% if t>425

```

```

%      xref=0;
%      yref=-2*R_uav;
%      href=5.89-5.89/5*(t-425);
%      psiref=0;
%
%      xrob=0;
%      yrob=-2*R_uav;
%      zrob=0;
% end
%
% if t>430
%      href=0;
% end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%                                TRAYECTORIA 2_2
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%% Túnel de 100 metros de longitud con 4 pasadas

R_uav=5/2;
R_gv=4.5;

%Despegue
xref=0;
yref=0;
href=4/5*t;
psiref=0;

xrob=0;
yrob=0;
zrob=0;

%PASADA 1
%Ida
if t>5
    xref=0.5*(t-5);
    yref=0;
    href=4;
    psiref=0;

    xrob=0.5*(t-5);
    yrob=0;
    zrob=0;
end

%Giro
if t>205
    w_uav=pi/20;
    w_gv=(pi+2*acos(R_uav/R_gv))/20;
    xref=(100)+R_uav*sin(w_uav*(t-205));
    yref=(0-R_uav)+R_uav*cos(w_uav*(t-205));
    href=4;
    psiref=0;

    xrob=(100+sqrt(R_gv^2-R_uav^2))+R_gv*sin(w_gv*(t-205)-acos(R_uav/R_gv));

```

```

    yrob=(0-R_uav)+R_gv*cos(w_gv*(t-205)-acos(R_uav/R_gv));
    zrob=0;
end

%Vuelta
if t>225
    xref=100-0.5*(t-225);
    yref=-2*R_uav;
    zref=4;
    psiref=0;

    xrob=100-0.5*(t-225);
    yrob=-2*R_uav;
    zrob=0;
end

%PASADA 2
%Giro
if t>425
    w_uav=pi/20;
    w_gv=(pi+2*acos(R_uav/R_gv))/20;
    xref=0-R_uav*sin(w_uav*(t-425));
    yref=(0-3*R_uav)+R_uav*cos(w_uav*(t-425));
    href=4;
    psiref=0;

    xrob=(0-sqrt(R_gv^2-R_uav^2))-R_gv*sin(w_gv*(t-425)-acos(R_uav/R_gv));
    yrob=(0-3*R_uav)+R_gv*cos(w_gv*(t-425)-acos(R_uav/R_gv));
    zrob=0;
end

%Ida
if t>445
    xref=0.5*(t-445);
    yref=-4*R_uav;
    href=4;
    psiref=0;

    xrob=0.5*(t-445);
    yrob=-4*R_uav;
    zrob=0;
end

%Giro
if t>645
    w_uav=pi/20;
    w_gv=(pi+2*acos(R_uav/R_gv))/20;
    xref=(100)+R_uav*sin(w_uav*(t-645));
    yref=(0-5*R_uav)+R_uav*cos(w_uav*(t-645));
    href=4;
    psiref=0;

    xrob=(100+sqrt(R_gv^2-R_uav^2))+R_gv*sin(w_gv*(t-645)-acos(R_uav/R_gv));
    yrob=(0-5*R_uav)+R_gv*cos(w_gv*(t-645)-acos(R_uav/R_gv));
    zrob=0;
end

```

```

%Vuelta
if t>665
    xref=100-0.5*(t-665);
    yref=-6*R_uav;
    zref=4;
    psiref=0;

    xrob=100-0.5*(t-665);
    yrob=-6*R_uav;
    zrob=0;
end

%Aterrizaje
if t>865
    xref=0;
    yref=-6*R_uav;
    href=4-4/5*(t-865);
    psiref=0;

    xrob=0;
    yrob=-6*R_uav;
    zrob=0;
end

if t>870
    href=0;
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%%                                TRAYECTORIA 3_1
%%%% Túnel curvo de 50 metros de longitud con 3 pasadas y el GV parado

% %Posición del GV en todo instante
% xrob=0;
% yrob=0;
% zrob=0;
%
% R_uav=5.5/2;
%
% %Despegue
% xref=0;
% yref=0;
% href=6.07/5*t;
% psiref=0;
%
% %Va al punto de partida
% if t>5
%     xref=-1*(t-5);
%     yref=2*R_uav/25*(t-5);
%     href=6.07;
%     psiref=0;
% end
%
% %1ª pasada

```



```

% if t>30
%   xref=-25+0.5*(t-30);
%   yref=2*R_uav;
%   href=6.07;
%   psiref=0;
% end
%
% %1 cambio de trayectoria
% if t>130
%   w_uav=pi/20;
%   xref=(25)+R_uav*sin(w_uav*(t-130));
%   yref=(0+R_uav)+R_uav*cos(w_uav*(t-130));
%   href=6.07+2.93/20*(t-130);
%   psiref=0;
% end
%
%
% %2ª pasada
% if t>150
%   xref=25-0.5*(t-150);
%   yref=0;
%   href=9;
%   psiref=0;
% end
%
% %2º cambio de trayectoria
% if t>250
%   w_uav=pi/20;
%   xref=-25-R_uav*sin(w_uav*(t-250));
%   yref=(0-R_uav)+R_uav*cos(w_uav*(t-250));
%   href=9-2.93/20*(t-250);
%   psiref=0;
% end
%
% %3ª pasada
% if t>270
%   xref=-25+0.5*(t-270);
%   yref=-2*R_uav;
%   href=6.07;
%   psiref=0;
% end
%
% %Vuelta hacia el GV
% if t>370
%   xref=25-1*(t-370);
%   yref=-2*R_uav+2*R_uav/25*(t-370);
%   href=6.07;
%   psiref=0;
% end
%
% %Aterrizaje
% if t>395
%   xref=0;
%   yref=0;
%   href=6.07-6.07/5*(t-395);
%   psiref=0;
% end

```

```

%
% if t>400
%     href=0;
% end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

zref=-href;

out=[xref,yref,zref,psiref,xrob,yrob,zrob];

end

```

• *Resultados.m*

```

clear all; close all;

%Parámetros
Iy=0.136;
Ix=0.136;
Iz=0.141;
m=5.386;
l=(0.1985+0.243044/2);
T_max=29.6262;

b=1;
d=1.7e-6/6.5e-5;

%Simulación
sim('autopiloto_3d_avoid.slx',[0 900]); %Cambiar en función de la trayectoria
%elegida: T1_1:210 T1_2:210 T1_3_1:110 T1_3_2:120 T2_1:430 T2_2:900 T3_1:410
x=ans.Vble_estado.Data(:,1);
y=ans.Vble_estado.Data(:,2);
z=ans.Vble_estado.Data(:,3);
phi=ans.Vble_estado.Data(:,4);
theta=ans.Vble_estado.Data(:,6);
psi=ans.Vble_estado.Data(:,8);

xrob=ans.referencias.Data(:,5);
yrob=ans.referencias.Data(:,6);
zrob=ans.referencias.Data(:,7);

h=-z; %En lugar de representar Z, se va a representar la altitud H, por lo que
%habrá que poner el eje Y también al revés

plot3(x,y,h)
grid

```

```

hold on
plot3(xrob,yrob,zrob)
title('\bf X Y Z Plot')
xlabel('X Axis')
ylabel('Y Axis')
zlabel('H Axis')

%Cambiar en función de la trayectoria elegida:
%T1_1:238 T1_2:230 T1_3_1:330 T1_3_2:505 T2_1:505 T2_2:235 T3_1:420
y=y(235);
h=h(235);
x=x(235);
xrob=xrob(235);
yrob=yrob(235);
zrob=zrob(235);
lb=0.35;

[X,Y,H]=ellipsoid(x,y,h,0.10,0.05,0.02);
cuerpo=surf(X,Y,H,'FaceColor','k');

b1=plot3([x-lb/sqrt(2),x+lb/sqrt(2)], [y-lb/sqrt(2),y+lb/sqrt(2)], [h,h], 'k', '
    LineWidth',1);
b2=plot3([x-lb/sqrt(2),x+lb/sqrt(2)], [y+lb/sqrt(2),y-lb/sqrt(2)], [h,h], 'k', '
    LineWidth',1);

a=linspace(0,2*pi,100);
xm1=x+lb/sqrt(2)+0.07*cos(a);
ym1=y+lb/sqrt(2)+0.07*sin(a);

xm2=x-lb/sqrt(2)+0.07*cos(a);
ym2=y+lb/sqrt(2)+0.07*sin(a);

xm3=x-lb/sqrt(2)+0.07*cos(a);
ym3=y-lb/sqrt(2)+0.07*sin(a);

xm4=x+lb/sqrt(2)+0.07*cos(a);
ym4=y-lb/sqrt(2)+0.07*sin(a);

m1=plot3(xm1,ym1,h*ones(1,length(xm1)), 'k');
m2=plot3(xm2,ym2,h*ones(1,length(xm2)), 'k');
m3=plot3(xm3,ym3,h*ones(1,length(xm3)), 'k');
m4=plot3(xm4,ym4,h*ones(1,length(xm4)), 'k');

patch([(xrob-0.2) (xrob-0.2) (xrob-0.2) (xrob-0.2)], [(yrob-0.2) (yrob-0.2) (
    yrob+0.2) (yrob+0.2)], zrob+[0 0.2 0.2 0], 'k')
patch([(xrob+0.2) (xrob+0.2) (xrob+0.2) (xrob+0.2)], [(yrob-0.2) (yrob-0.2) (
    yrob+0.2) (yrob+0.2)], zrob+[0 0.2 0.2 0], 'k')
patch([(xrob-0.2) (xrob-0.2) (xrob+0.2) (xrob+0.2)], [(yrob-0.2) (yrob-0.2) (
    yrob-0.2) (yrob-0.2)], zrob+[0 0.2 0.2 0], 'k')
patch([(xrob-0.2) (xrob-0.2) (xrob+0.2) (xrob+0.2)], [(yrob+0.2) (yrob+0.2) (
    yrob+0.2) (yrob+0.2)], zrob+[0 0.2 0.2 0], 'k')
patch([(xrob-0.2) (xrob-0.2) (xrob+0.2) (xrob+0.2)], [(yrob-0.2) (yrob+0.2) (
    yrob+0.2) (yrob-0.2)], zrob+[0 0 0 0], 'k')

```

```

patch([(xrob-0.2) (xrob-0.2) (xrob+0.2) (xrob+0.2)],[(yrob-0.2) (yrob+0.2) (
    yrob+0.2) (yrob-0.2)],zrob+[0.2 0.2 0.2 0.2],'k')

plot3([xrob,x],[yrob,y],[zrob,h],'k')

legend('Trayectoria UAV','Trayectoria Robot terrestre');

ax=gca;
set(ax,'YDir','reverse');

```

• *Tau_T_3d.m*

```

function out=Tau_T_3d(input)
T1=input(1);
T2=input(2);
T3=input(3);
T4=input(4);

%Parámetros
l=(0.1985+0.243044/2);

b=1;
d=1.7e-6/6.5e-5;

tau_phi=l/sqrt(2)*((T3+T4)-(T1+T2));
tau_theta=l/sqrt(2)*((T1+T4)-(T2+T3));
tau_psi=d/b*((T1+T3)-(T2+T4));

out=[tau_phi,tau_theta,tau_psi];

```

• *cable.m*

```

function [out]=cable(input)
x=input(1);
y=input(2);
z=input(3);
xrob=input(4);
yrob=input(5);
zrob=input(6);

dis=sqrt((x-xrob).^2+(y-yrob).^2+(z-zrob).^2);
alpha=atan(sqrt((x-xrob).^2+(y-yrob).^2)/(z-zrob));
beta=atan((y-yrob)/(x-xrob));

if isnan(beta)
    beta=0;

```

```

end
if isnan(alpha)
    alpha=0;
end

F=9.81*0.5;

out=[F, alpha, beta];
end

```

• *evitacion.m*

```

function [out]=evitacion(input)
x=input(1);
y=input(2);
z=input(3);
xdot=input(4);
ydot=input(5);
zdot=input(6);

%Obstáculos
%Introducir las coordenadas de los obstáculos en el siguiente orden: [x y z]
O=[50 0.1 -4; 70 0.1 -4];
%O=[];

if isempty(O)
    F2x=0;
    F2y=0;
    F2z=0;
else
    for i=1:size(O,1)
        d(i)=sqrt((x-O(i,1)).^2+(y-O(i,2)).^2+(z-O(i,3)).^2);
        if d(i)==0
            d(i)=0.000001;
        end

        %Campo potencial dinámico
        mu=2;
        lambda=8;
        vmod=sqrt(xdot.^2+ydot.^2+zdot.^2);
        if vmod==0
            vmod=0.0000001;
        end
        v_d(i)=(x-O(i,1))*xdot+(y-O(i,2))*ydot+(z-O(i,3))*zdot;
        c(i)=v_d(i)/vmod/d(i);

        if (pi/2<acos(c(i)))&&(acos(c(i))<=pi)
            m(i)=-lambda*c(i)^(mu-1)*vmod/d(i);
        else
            m(i)=0;
        end
    end
end

```

```

end

F2x(i)=m(i)*(mu*xdot/vmod/d(i)-(v_d(i)/vmod/d(i)+c(i)/d(i)^2)*(x-0(i,1)));
F2y(i)=m(i)*(mu*ydot/vmod/d(i)-(v_d(i)/vmod/d(i)+c(i)/d(i)^2)*(y-0(i,2)));
F2z(i)=m(i)*(mu*zdot/vmod/d(i)-(v_d(i)/vmod/d(i)+c(i)/d(i)^2)*(z-0(i,3)));

%      %Campo potencial estático
%      R=5;
%      eta=100;
%      if d(i)>R
%          m(i)=0;
%      else
%          %m(i)=(1/d(i)-1/R)/d(i)^2; %KHATIB
%          m(i)=eta*(1-d(i)/R)/R; %KROGH
%      end
%      F2x(i)=m(i)/d(i)*(x-0(i,1));
%      F2y(i)=m(i)/d(i)*(y-0(i,2));
%      F2z(i)=m(i)/d(i)*(z-0(i,3));

end
end
F2x=sum(F2x);
F2y=sum(F2y);
F2z=sum(F2z);

out=[F2x,F2y,F2z];
end

```

• *ef_techo.m*

```

function T_ice=ef_techo(in)
T_oce=in(1);
h=-in(2);

% Altura del túnel
h_t=6;

z_v=h_t-h;

% Carenado
if z_v<=0.1
    z_v=0.1;
end

% Radio de las palas
R=0.2032;

% Valor de los coeficientes
k1=6.924;
k2=3.782/39.3701; %Lo pasamos a metros

```

```
% Sin efecto techo  
T_ice=T_oce;  
  
% Con efecto techo  
%T_ice=1/(1-1/k1*(R/(z_v+k2))^2)*T_oce;  
  
end
```


Índice de Figuras

1.1	Relación entre algunos de los términos usados para designar a los drones. Fuente [14]	2
1.2	Comparación del tamaño de la flota entre las aeronaves no tripuladas y las tripuladas. Fuente [23]	3
1.3	Predicción del tamaño de la flota de UAVs en los distintos sectores. Fuente [23]	4
1.4	Valor de la demanda europea en todo el espectro. Fuente [23]	4
1.5	Perspectiva de la demanda por sectores industriales. Fuente [23]	4
2.1	Recreación del bombardeo de Venecia. Fuente [17]	7
2.2	Primer quadrotor de la historia. Fuente [30]	8
2.3	Lanzamiento de un misil Helfire desde un Predator B. Fuente [17]	10
3.1	Sistemas de referencia en las dos configuraciones analizadas. Fuente [13]	13
3.2	Características del motor. Fuente [28]	14
3.3	T-Motor MN4014 KV400 (izquierda) y palas de fibra de carbono de 16x5.4" (derecha). Fuentes [28] y [29]	15
3.4	Datos de la actuación del motor. Fuente [28]	16
3.5	Dimensiones del UAV. Fuente [16]	16
3.6	Vista del diseño CAD del UAV realizado en CATIA VR5. Fuente: elaboración propia	17
3.7	Perfil acotado del UAV. Fuente: elaboración propia	17
3.8	Acotado en planta del UAV. Fuente: elaboración propia	18
3.9	Medida de los momentos de inercia del UAV realizada con CATIA VR5. Fuente: elaboración propia	18
3.10	Vista del diseño CAD del UAV realizado en CATIA VR5. Fuente: elaboración propia	19
3.11	Representación de los sistema de referencia usados, de la definición de los ángulos de Euler y del criterio de signo empleado. Fuente: elaboración propia	21
3.12	Rotación del sistema de referencia inercial al sistema de referencia ejes cuerpo. Fuente [36]	22
3.13	Comportamiento de los rotores en el control del UAV. Fuente: elaboración propia	23
3.14	Medida de los momentos de inercia del UAV realizada con CATIA VR5. Fuente: elaboración propia	24
3.15	Fuerza ejercida por el cable. Fuente: elaboración propia	27
3.16	Arquitectura del bloque Modelo para el autopiloto en el plano XZ	30
3.17	Arquitectura del bloque Controlador para el autopiloto en el plano XZ	30
3.18	Ejemplo de un controlador en cascada	31
3.19	Arquitectura del controlador de cabeceo para el autopiloto en el plano XZ	31
3.20	Arquitectura del controlador de empuje para el autopiloto en el plano XZ	31
3.21	Arquitectura del autopiloto en el plano XZ completo	32
3.22	Arquitectura del bloque Modelo	33
3.23	Arquitectura del bloque Controlador	34
3.24	Arquitectura del controlador de balanceo	34

3.25	Arquitectura del controlador de cabeceo	35
3.26	Arquitectura del controlador de guiñada	35
3.27	Arquitectura del controlador de empuje	35
3.28	Arquitectura del autopiloto completo	38
4.1	Sección de túnel peatonal. Fuente: elaboración propia	39
4.2	Resultado de la implementación de la primera trayectoria	40
4.3	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	41
4.4	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	41
4.5	Evolución del empuje suministrado por lo motores del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	42
4.6	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la primera trayectoria	42
4.7	Resultado de la implementación de la segunda trayectoria	43
4.8	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria	44
4.9	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria	44
4.10	Evolución del empuje suministrado por lo motores del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria	45
4.11	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la segunda trayectoria	45
4.12	Resultado de la implementación de la tercera trayectoria	46
4.13	Evolución del empuje suministrado por lo motores del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria	46
4.14	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria	47
4.15	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria	47
4.16	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la tercera trayectoria	48
4.17	Resultado de la implementación de la tercera trayectoria modificada	48
4.18	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada	49
4.19	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada	49
4.20	Evolución del empuje suministrado por lo motores del UAV en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada	50
4.21	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la tercera trayectoria modificada	50
4.22	Resultado de la implementación de la cuarta trayectoria	51
4.23	Evolución del empuje suministrado por lo motores del UAV en función del tiempo para la cuarta trayectoria	51
4.24	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la cuarta trayectoria	52
4.25	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la cuarta trayectoria	52
4.26	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la cuarta trayectoria	53
4.27	Dimensiones del túnel y trayectoria. Fuente: elaboración propia	53
4.28	Esquema de la trayectoria seguida durante la inspección del túnel de carretera con dos carriles. Fuente: elaboración propia	54
4.29	Resultado de la implementación de la primera trayectoria	55
4.30	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	55
4.31	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	56
4.32	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la primera trayectoria	56
4.33	Evolución del empuje suministrado por lo motores del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	57
4.34	Dimensiones del túnel y trayectoria. Fuente: elaboración propia	57
4.35	Resultado de la implementación de la segunda trayectoria	58
4.36	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria	58
4.37	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria	59

4.38	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la segunda trayectoria	59
4.39	Evolución del empuje suministrado por los motores del UAV en función del tiempo para la segunda trayectoria	60
4.40	Sección de túnel de ferrocarril de doble vía con solera. Fuente [8]	60
4.41	Dimensiones del túnel y trayectoria. Fuente: elaboración propia	60
4.42	Vista en planta del resultado de la implementación de la primera trayectoria	61
4.43	Vista frontal del resultado de la implementación de la primera trayectoria	62
4.44	Evolución de la posición del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	62
4.45	Evolución de los ángulos del UAV en función del tiempo para la primera trayectoria	63
4.46	Evolución de los ángulos que forma el cable en función del tiempo para la primera trayectoria	63
4.47	Demostración de evitación de obstáculos	64
4.48	Demostración de evitación de obstáculos	64
4.50	Representación del efecto techo para la cuarta trayectoria del túnel peatonal	65
4.49	Arquitectura del autopiloto con la implementación del efecto techo	66
4.51	Representación del efecto techo para la cuarta trayectoria del túnel peatonal	67
4.52	Representación del empuje durante la cuarta trayectoria del túnel peatonal sin efecto techo	67
4.53	Resultado de la implementación de la cuarta trayectoria del túnel peatonal modificada	68
4.54	Representación del efecto techo para modificación de la cuarta trayectoria del túnel peatonal	68
4.55	Representación del empuje durante la cuarta trayectoria del túnel peatonal modificada y sin aplicar el efecto techo	69
A.1	Aproximación lineal de los valores suministrados por el fabricante [28] para el cálculo del coeficiente de empuje	73
A.2	Aproximación lineal de los valores suministrados por el fabricante [28] para el cálculo del coeficiente de torque	74
B.1	Líneas de corriente de campo de flujo axialmente simétrico inducidas por un cilindro de vórtices de longitud semi-infinita. Fuente [34]	76
B.2	Resultados del modelo obtenido por [38] (izquierda) y resultados del modelo obtenido por [35] (derecha)	77

Índice de Tablas

3.1	Características de la cámara de inspección y del gimbal. Fuente [16]	15
3.2	Pesos de los componentes del UAV. Fuente [16]	15

Bibliografía

- [1] Fabian Ayala, *Historia de los drones*, Octubre 2019.
- [2] Antonio Baquero, *10 momentos clave en la historia de los drones*, LA VANGUARDIA (2018).
- [3] Anežka Chovancová, Tomáš Fico, Ľuboš Chovanec, and Peter Hubinsk, *Mathematical modelling and parameter identification of quadrotor (a survey)*, *Procedia Engineering* **96** (2014), 172–181, Modelling of Mechanical and Mechatronic Systems.
- [4] Six D., Briot S., Erskine J., and Chriette A., *Identification of the propeller coefficients and dynamic parameters of a hovering quadrotor from flight data*, **5** (2020), no. 2, 1062–1069, Modelling of Mechanical and Mechatronic Systems.
- [5] K. Dalamagkidis, K. P. Valavanis, and L. A. Piegl, *On integrating unmanned aircraft systems into the national airspace system: Issues, challenges, operational restrictions, certification, and recommendations*, 2^a ed., vol. 54, Springer Netherlands, 2011.
- [6] Ministerio de Fomento, *Orden circular 27/2008 sobre metodología de inspección de túneles*, Diciembre 2008.
- [7] ———, *Norma 3.1 - IC “Trazado”*, 2016.
- [8] ———, *Anejo nº11*, Tech. report, Ministerio de Fomento, 2018.
- [9] Comunidad de Madrid, *Sector aeronáutico en la Comunidad de Madrid. Análisis y Prospectiva*, Tech. report, Comunidad de Madrid, 2014.
- [10] Fernando Sánchez Domínguez and José Antonio Ramos García, *Inspección del estado del sostenimiento de túneles con sistemas de alto rendimiento*, *Cimbra: Revista del Colegio de Ingenieros Técnicos de Obras Públicas* (2018), no. 411, 48–57.
- [11] Philip Finnegan, *World Civil Unmanned Aerial Systems 2020/2021 Market Profile & Forecast*, 2020/2021 ed., Teal Group Corporation, 2020.
- [12] ———, *World Military Unmanned Aerial Systems 2020/2021 Market Profile & Forecast*, 2020/2021 ed., Teal Group Corporation, 2020.
- [13] Leonardo Garberoglio, Claudio Pose, Ignacio Mas, and Juan Giribet, *Diseño de un autopiloto para pequeños vehículos no tripulados*, *Elektron* **3** (2019), 29–38.
- [14] Stuart I. Granshaw, *Rpv, uav, uas, rpas ... or just drone?*, *Photogrammetric Record* **vol. 33** (2018), no. 162, pp. 160–170.
- [15] Bestechology Group, *Drones, su evolución a través de la historia*, Julio 2019.
- [16] Grupo de Robótica, Visión y Control, *TTDRONE*.
- [17] Victor Delgado Hernando, *Historia de los drones*, Mayo 2016.

- [18] HispaDrones, *Beneficios del uso de drones para en trabajos de inspección*, Enero 2020.
- [19] Iberdrola, *Inspección con drones*, 2020.
- [20] I.C. and W.E. Bennett, *The effect of the ground on a helicopter rotor in forward flight*, Tech. report, Aeronautical Research Council, 1957.
- [21] ingein, *El uso de drones en la inspección*, Septiembre 2019.
- [22] ingenieros.es, *Procedimientos más precisos para la inspección y mantenimiento de túneles*, Marzo 2013.
- [23] SESAR JU, *European Drones Outlook Study*, Tech. report, SESAR JU, 2016.
- [24] O. Khatib, *Real-time obstacle avoidance for manipulators and mobile robots*, Proceedings. 1985 IEEE International Conference on Robotics and Automation, vol. 2, 1985, pp. 500–505.
- [25] P. Khosla and R. Volpe, *Superquadric artificial potentials for obstacle avoidance and approach*, Proceedings. 1988 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 1988, pp. 1778–1784 vol.3.
- [26] B. Krogh, *A generalized potential field approach to obstacle avoidance control*, Proceedings. SME Conf. on Robotics Research : The Next Five Years and Beyond, Bethlehem, Agosto 1984, pp. 11–22.
- [27] Guillermo Llopis Serrano and Fernando Portugués Salgado, *Ingeotúneles*, vol. 20, ch. 19, Ingeniería de Túneles, 2013.
- [28] Tiger Motor, *Mn4014 kv400*.
- [29] ———, *P16x5.4 prop-2pcs/pair*.
- [30] Estefania Oliver, *Te mostramos la historia de los drones con lujos y detalles*, Diciembre 2018.
- [31] Dae-Hyung Park, Heiko Hoffmann, Peter Pastor, and Stefan Schaal, *Movement reproduction and obstacle avoidance with dynamic movement primitives and potential fields*, Humanoids 2008 - 8th IEEE-RAS International Conference on Humanoid Robots, 2008, pp. 91–98.
- [32] Jaime Perez, *El uso de drones mejora los resultados de inspecciones para las refinerías de petróleo y gas de argentina*, Julio 2020.
- [33] Caitlin Powers, Daniel Mellinger, Aleksandr Kushleyev, Bruce Kothmann, and Vijay Kumar, *Influence of aerodynamics and proximity effects in quadrotor flight*, pp. 289–302, Springer International Publishing, Heidelberg, 2013.
- [34] V. J. Rossow, *Effect of ground and/or ceiling planes on thrust of rotors in hover*, Tech. report, NASA, Julio 1985.
- [35] P. J. Sanchez-Cuevas, G. Heredia, and A. Ollero, *Multirotor uas for bridge inspection by contact using the ceiling effect*, 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2017, pp. 767–774.
- [36] M. M. Space and A. Spazio, *The Hipparcos and Tycho Catalogues*, Tech. report, European Space Agency, Junio 1997.
- [37] M. A. Gómez Tierno, M. Pérez Cortés, and C. Puentes Márquez, *Mecánica de vuelo*, 2ª ed., Garceta, 2012.
- [38] Xinkuang Wang, Shanshan Du, and Yong Liu, *Research on ceiling effect of quadrotor*, 2017 IEEE 7th Annual International Conference on CYBER Technology in Automation, Control, and Intelligent Systems (CYBER), 2017, pp. 846–851.

Glosario

AA Autonomous Aircraft.

ATM Gestión del Tráfico Aéreo.

CAGR Tasa de Crecimiento Anual Compuesta.

FAA Federal Aviation Administration.

GRVC Grupo de Robótica, Visión y Control.

I&M Inspección y Mantenimiento de instalaciones.

ICAO International Civil Aviation Organization.

RC Radiocontrol.

RPA Remotely Piloted Aircraft.

RPAS Remotely Piloted Aircraft System.

RPV Remotely Piloted Vehicle.

UAM Movilidad Aérea Urbana.

UAS Unmanned Aerial System.

UAV Unmanned Aerial Vehicle.

UTM Gestión del Tráfico no Tripulado.

VTOL Vertical Take-Off and Landing.

.....